

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



**FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
ENERGETICKÝ ÚSTAV**

**FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
ENERGY INSTITUTE**

OFUKOVÁNÍ ČELNÍHO SKLA LETOUNU: MOŽNOSTI ŘEŠENÍ

AIRCRAFT WINDSHIELD BLOWING: SOLUTION AND DESIGN POSSIBILITIES

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

PETR ŠAMŠA

VEDOUČÍ PRÁCE
SUPERVISOR

prof. Ing. MIROSLAV JÍCHA, CSc.

BRNO 2015

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Energetický ústav

Akademický rok: 2014/15

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Petr Šamša

který/která studuje v **bakalářském studijním programu**

obor: **Základy strojního inženýrství (2341R006)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Ofukování čelního skla letounu: možnosti řešení

v anglickém jazyce:

Aircraft windshield blowing: solution and design possibilities

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Tato bakalářská práce se zabývá problematikou ofukování čelního skla letounu certifikovaného dle předpisu CS23 a s odkazem na prohlášení SAE AIR805C v souvislosti se snahou zajistit výhled z kokpitu za deště (sněžení) při pojiždění, vzletu a přistání.

Cíle bakalářské práce:

Provést rozbor normy CS23.773, konkrétně rozsahu ovlivňované oblasti určené pro výhled za nepříznivých podmínek. Popsat několik možností, které lze potenciálně využít pro řešení problému. Provést rozbor ofukovací soustavy a navrhnout podmínky proudění potřebných pro zajištění funkčnosti. Popsat experiment, který má srovnat teoretické výpočty s reálnými podmínkami.

Seznam odborné literatury:

Předpis CS23 a prohlášení SAE AIR805C.

Vedoucí bakalářské práce: prof. Ing. Miroslav Jicha, CSc.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2014/15.

V Brně, dne 24.11.2014



doc. Ing. Jiří Pospíšil, Ph.D.
Ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
Děkan

ABSTRAKT

Tato bakalářská práce se zabývá problematikou ofukování čelního skla letounu certifikovaného dle předpisu CS23 v souvislosti se snahou zajistit výhled z kokpitu za deště (sněžení) při pojíždění, vzletu a přistání. V první části se věnuji rozsahu ovlivňované oblasti určené pro výhled za nepříznivých podmínek v souvislosti se zněním předpisu CS23 a s odkazem na prohlášení SAE AIR805C. Ve druhé kapitole je uvedeno a popsáno několik možností, které lze potenciálně využít pro řešení problému. Zmiňuji zde nejen často používané mechanické metody, např. stěrače, ale také méně využívané a nové technologie využívající i jiné než mechanické způsoby očištění povrchu. Do této kategorie lze zahrnout například různé repelentní úpravy povrchu a ofukovače. Třetí část se zabývá rozбором ofukovací soustavy, již jsem si zvolil pro svou práci. Budu se zabývat návrhem podmínek proudění potřebných pro zajištění funkčnosti systému. V poslední kapitole je popsán experiment, který má srovnat teoretické výpočty s reálnými podmínkami.

ABSTRACT

My thesis is considering with aircraft windshield blowing for airplanes designed according to CS-23 regulation. The first part introduces the size of precipitation clearing area in connection with CS-23 regulation and report SAE AIR805C. Next chapter describes a few possible design solutions which can be potentially used for windshield precipitation. There are also other methods analysed in that part. There are not only the casual systems like windshield wipers but some more rare or new technologies too. It can be some fluid repellent surfaces or blowers in that category. The third part deals with jet blast system in detail. There will be a design calculation for airflow conditions which are important for the correct function. The last quarter of this thesis mentions the experiment what should compare the theoretical computations from the third part with the real values.

KLÍČOVÁ SLOVA

Letoun, certifikace, výhled, CS23, SAE AIR805C, ofukování, očišťování, proudění, rychlost, experiment

KEYWORDS

Aircraft, certification, view, CS23, SAE AIR805C, windshield blowing, precipitation, air-flow velocity, experiment

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

ŠAMŠA, Petr. *Ofukování čelního skla letounu: možnosti řešení* Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2015. 52 s., 3 přílohy. Vedoucí práce prof. Ing. Miroslav Jícha, CSc.

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma Ofukování čelního skla letounu: možnosti řešení vypracoval samostatně s použitím odborné literatury a pramenů, uvedených na seznamu zdrojů v závěru této práce.

23. května 2015

.....

Petr Šamša

PODĚKOVÁNÍ

Děkuji prof. Ing. Miroslavu Jíchovi, CSc za všechny rady, obětavý přístup a odborné vedení při psaní mé bakalářské práce. Děkuji také Ing. Pavlu Růžičkovi, PhD za jeho zkušenosti a vědomosti, jež mi poskytnul při zpracování materiálů týkajících se letectví a také děkuji společnosti Evektor za poskytnutí ideje jako základu pro vytvoření mé práce a dalších podkladů, pomocí nichž jsem byl schopen práci vytvořit. V neposlední řadě bych chtěl poděkovat své rodině, obzvláště rodičům, a mé přítelkyni, kteří mi byli silnou oporou nejen při tvorbě této práce, ale i v průběhu celého dosavadního studia.

OBSAH

ÚVOD	13
1 VÝHLED Z PILOTNÍHO PROSTORU	14
1.1 ROZSAHY OBLASTÍ VÝHLEDOVÉ PLOCHY	14
1.1.1 Primární výhledová oblast	14
1.1.2 Sekundární výhledová oblast	15
1.2 OBLAST JASNÉHO VÝHLEDU	15
1.3 PŘEKÁŽKY VE VÝHLEDOVÉ OBLASTI	16
1.4 OČIŠŤOVANÁ OBLAST	18
2 ZPŮSOBY OČIŠTĚNÍ VÝHLEDOVÉ PLOCHY	19
2.1 SAMOČISTICÍ MECHANISMY	19
2.1.1 Hydrofobní materiály	20
2.1.2 Nesmáčivost založená na Lotosovém efektu	20
2.1.3 Přesné obrobení povrchu	21
2.1.4 Ultrazvukové čištění	22
2.2 METODY OČIŠŤOVÁNÍ VNĚJŠÍMI VLIVY NA ČELNÍ SKLO	22
2.2.1 Stěrače	23
2.2.2 Strhávací fólie.....	24
2.2.3 Ofukovače	24
3 OFUKOVACÍ SOUSTAVA.....	25
3.1 ČÁSTI A KOMPONENTY OFUKOVACÍ SOUSTAVY.....	25
3.2 TEORETICKÝ NÁVRH OFUKOVACÍ SOUSTAVY	26
3.3 VÝPOČET RYCHLOSTI VÝTOKU VZDUCHU Z VÝUSTKY	27
3.3.1 Stanovení objemového průtoku	27
3.3.2 Odhad ztrát v potrubí.....	28
3.3.3 Stanovení výtokové rychlosti.....	32
3.4 STANOVENÍ RYCHLOSTI ZA VÝUSTKOU	32
4 NÁVRH EXPERIMENTU.....	37
4.1 MĚŘICÍ TRAŤ	37
4.2 MĚŘENÉ VELIČINY A POUŽITÉ PŘÍSTROJE	38
4.3 POSTUP MĚŘENÍ	40
4.4 VYHODNOCENÍ EXPERIMENTU.....	40
ZÁVĚR.....	41

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ.....	43
SEZNAM POUŽITÝCH VELIČIN	46
SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK	47
SEZNAM PŘÍLOH	48

ÚVOD

V letecké dopravě se, stejně jako v jiných způsobech dopravy, potýkáme s různými povětrnostními podmínkami a různými vlivy počasí. Jedním z parametrů, jenž mají dopad na řízení letounu je déšť popř. sníh. Kapky nebo vločky, které dopadají na čelní sklo a jiné plochy sloužící k výhledu z pilotní kabiny, omezují viditelnost pilota. Ve fázích letu, kdy letíme podle přístrojů, podle podmínek IFR (podle anglického *instrument flight rules*), nám to velmi nepřekáží. Jakmile se ale nacházíme ve fázi pojiždění, vzletu, přiblížení nebo přistání, musíme nutně použít mimo asistence přístrojů i vlastní zrak. V tomto případě musíme mít k dispozici pokud možno co nejlepší výhled ven z kabiny.

Vzhledem k možné aplikaci systému odstraňujícího kapky deště z výhledové oblasti na letoun EV-55 se v této práci budu řídit předpisem CS-23, z něhož se při vývoji letadla vychází.

1 VÝHLED Z PILOTNÍHO PROSTORU

Výhled pilota z pilotního prostoru se řídí odstavcem CS 23.773 příslušného předpisu [1], kde jsou definovány podmínky, které je nutno zajistit pro optimální výhled za všech letových podmínek.

V bodě (a) je určeno uspořádání zástavby prostoru kabiny tak, aby bylo zajištěno bezpečné pojiždění, vzlet, přiblížení, přistání a vykonání všech obrátů v rámci provozních omezení letounu, aby byl výhled prost jakýchkoliv odrazů rušících výhled pilota, a ve třetí části je předepsán konstrukční návrh takový, že pilot musí být chráněn před živly tak, aby nedošlo k přílišnému zhoršení výhledu ve směru letu. Toto platí za mírného deště při kterékoliv fázi letu.

Bod (b) nám předepisuje přístroje, které nám zajistí splnění podmínek bodu (a). Jedná se zejména o prostředky k odstranění nebo předcházení vzniku zamlžení nebo namrznání na vnitřní straně čelního skla a bočních oken v ploše dostačující k zajištění patřičného výhledu. V tomto bodě je též stanovena prokazovací povinnost ve vyhovění všem požadavkům, pokud nemůže být prokázáno, že plochy mohou být snadno očištěny pilotem bez toho, aby musel přerušit své normální pilotní povinnosti.

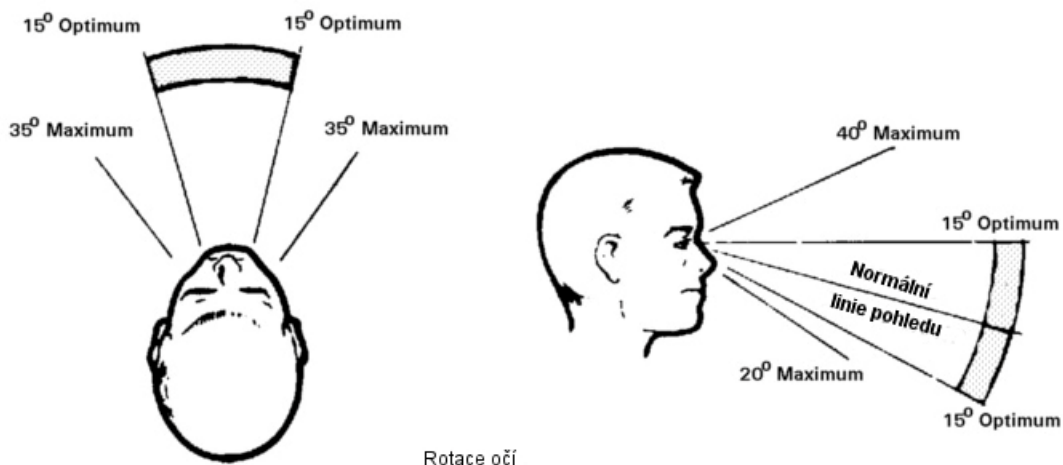
Výklad odstavce CS 23.773 ve významu očišťování vnější plochy čelního skla letounu nám udává povinnost zajistit čistý výhled i proti vlivům vnějších povětrnostních podmínek, což v návaznosti na body (a) a (b) znamená montáž očišťovacího systému, jenž nám zajistí odstranění kapek, vloček a drobných nečistot z oblasti výhledu pilota.

1.1 Rozsahy oblastí výhledové plochy

Existují dva druhy výhledových oblastí, které rozlišujeme podle jejich rozsahu. Používáme je při definování podmínek, jež musí být splněny pro zajištění předepisovaného výhledu. Jejich plocha je v poradním oběžníku AC 25.773-1 [2] definována pomocí konstrukční polohy očí pilota (tzv. Design Eye Position). Tento vztažný bod je teoretický bod v prostoru, který je umístěn konstruktérem doprostřed úsečky spojující teoretické polohy očí pilota. Je volen s ohledem na požadavky odstavců 25.773(d) a 25.777(c) příslušného předpisu [3] pro každé stanoviště pilota.

1.1.1 Primární výhledová oblast

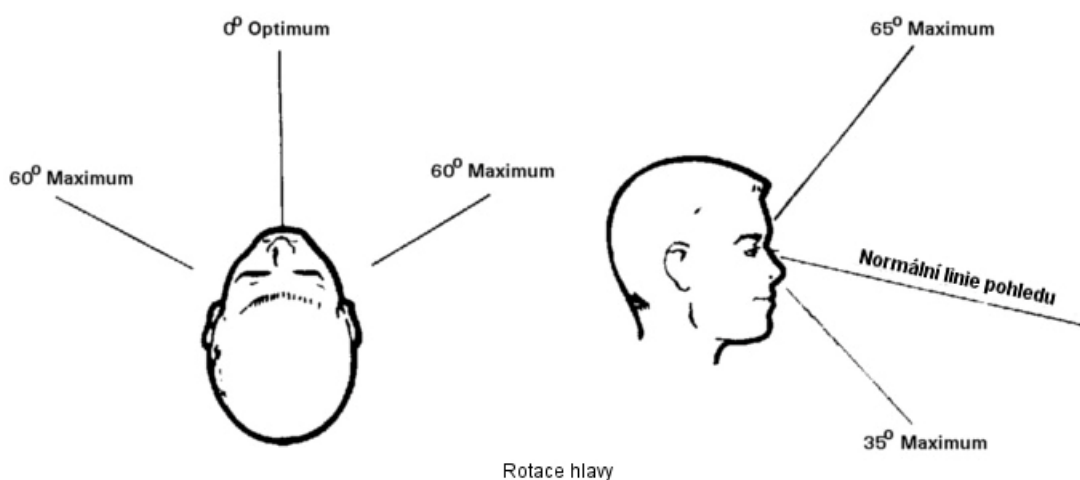
Jedná se o oblast, kterou je schopen pilot pokrýt pohledem aniž by pohnul hlavou. Je to prostor uvnitř čtyřbokého jehlanu s vrcholem v konstrukční poloze očí pilota a osou procházející přirozenou linií pohledu směrem k čelnímu sklu letounu. Boční stěny tohoto jehlanu v ideálním případě svírají s osou úhly 15° ve všech směrech. Maximálně pak můžou v horizontálním směru svírat úhly $\pm 30^\circ$ a ve vertikálním směru $+40^\circ$ nahoru a -20° dolů. Normální linií pohledu rozumíme přímkou vedenou rovnoběžně s podélnou rovinou souměrnosti letounu, jež prochází konstrukční polohou očí pilota a svírá s horizontální rovinou úhel -15° směrem k zemi [2].



Obr. 1.1 Primární zorné pole [4]

1.1.2 Sekundární výhledová oblast

V tomto případě se již předpokládá, že pilot vykonává pohyby hlavou. Konkrétně se jedná o prostor v oblasti $\pm 60^\circ$ horizontálně, $+65^\circ$ nahoru a -35° dolů ve vztahu k normální linii pohledu což lze pozorovat na obrázku 1.2. Sekundární výhledová oblast nám určuje rozsah, ve kterém je pilot schopen vykonávat své povinnosti a využívat všech možností stroje aniž by došlo k jeho dezorientaci nebo k omezení jeho pohybu [2].



Obr. 1.2 Sekundární zorné pole [4]

1.2 Oblast jasného výhledu

Při protažení jehlanu zorného pole až k oknům kabiny získáme oblast, kterou bude pilot aktivně využívat při letu. Podle poradníku AC 25.773-1 [2] se tato oblast stanovuje od konstrukční pozice očí pilota v souvislosti s tzv. ambionokulárním viděním, což je celá oblast, jakou pokryje lidský zrak (matematicky se jedná o sjednocení obrazů vnímaných levým a pravým okem). Zároveň však musím připomenout, že tato oblast nemusí být nutně tvořena pravidelným n-bokým jehlanem, stejně jako je tomu například v tomto případě.

Oblast jasného výhledu je podle lit. [2] definována ve dvou navzájem kolmých rovinách. Vertikální rovina je umístěna ve směru letu, přičemž zároveň prochází konstrukční polohou očí. Druhou rovinou je rovina horizontální. Jejich průsečnici tvoří takzvaná centrální osa, která je totožná s normální linií pohledu a má počátek v konstrukční poloze očí.

Do těchto dvou rovin se následně zanáší následující úhly, jež jsou dány předpisem [2]:

- V dopředném pohledu úhel z pozice $+35^\circ$ horizontálně a 40° vlevo od vertikální roviny lineárně klesá až na $+15^\circ$ horizontálně v pozici 20° vpravo od vertikální roviny.
- Z úhlu -17° horizontálně v polohách mezi úhly 30° vlevo a 10° vpravo se lineárně dostáváme k úhlu -10° v pozici 20° vpravo.
- Mezi úhly 40° a 80° vlevo se nacházíme v oblasti $+35^\circ$ horizontálně a následně se lineárně dostaneme na pozici $+15^\circ$ horizontálně a 120° vlevo vertikálně.
- V oblasti od 30° vlevo vertikálně do 70° vlevo vertikálně se lineárně přesouváme z -17° horizontálně do -27° horizontálně.
- Oblast vlevo uzavíráme úhlem -27° horizontálně mezi polohami 70° a 90° vertikálně, který následně lineárně přechází do úhlu -15° horizontálně v poloze 120° vlevo vertikálně.

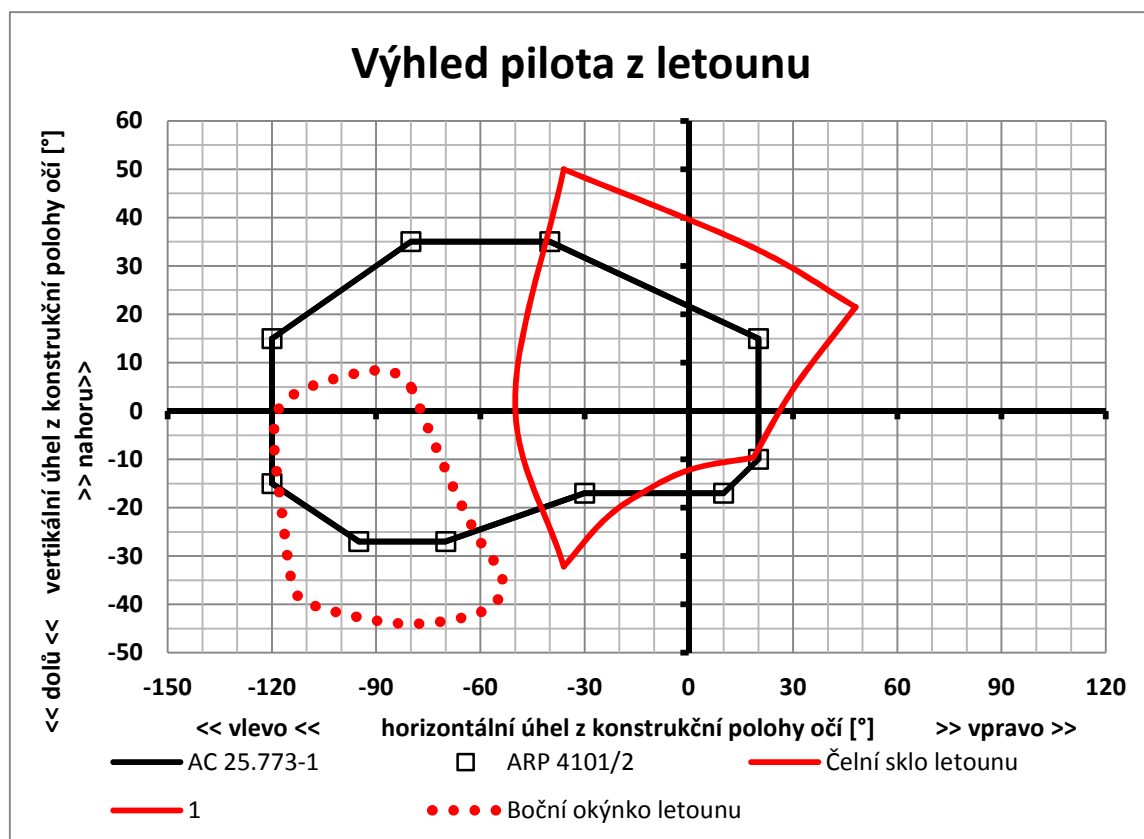
Výsledný obrazec, aplikovaný na reálný letoun, by mohl vypadat podobně jako na obr. 1.3.

1.3 Překážky ve výhledové oblasti

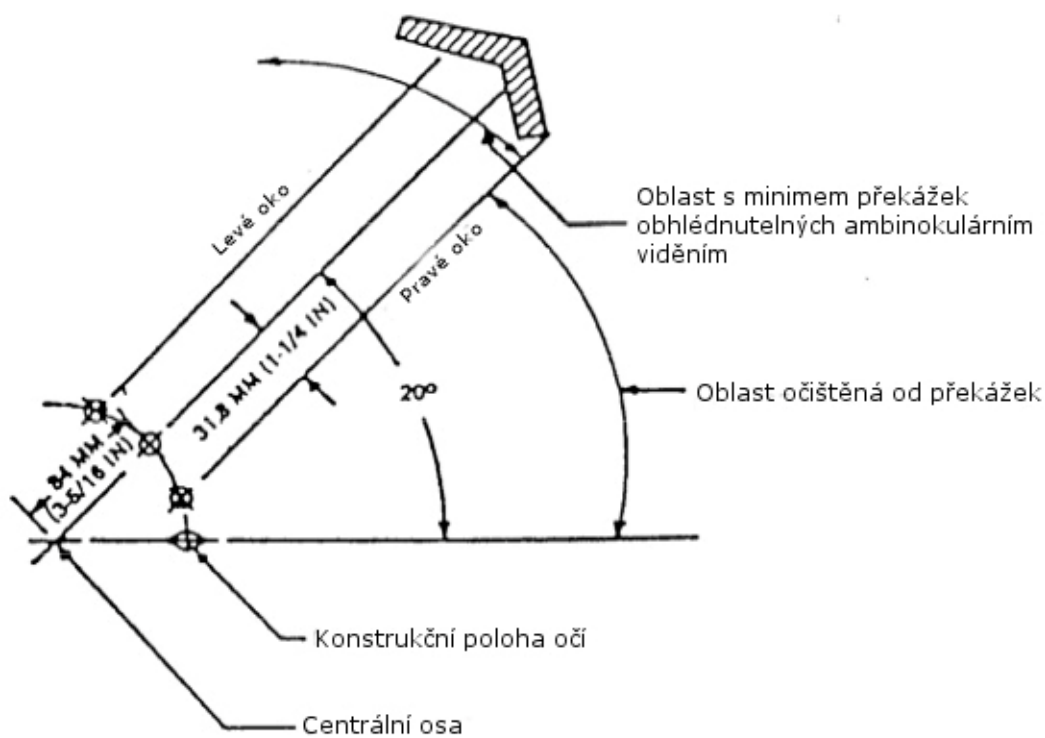
Ve výše uvedené oblasti nesmí být umístěny žádné překážky, jež by mohly bránit posádce ve výhledu. Respektive mohou být umístěny pouze tak, že je pilot dokáže „obhlédnout“ při pohybu hlavou.

Toto stručné tvrzení je ještě specifikováno předpisy, např. poradním oběžníkem AC 25.773-1 [2]. V něm je řečeno, že v oblasti 20° vertikálně na obě strany od normální linie pohledu nesmí být překážky v žádném případě. Ve zbytku výhledové oblasti je žádoucí minimum překážek; v ideálním případě nejvýše 3 (sloupky ve spojích panelů čelního skla). Tyto překážky, konkrétně jejich šířka, ovšem musí být navrženy tak, aby je bylo možné „obhlédnout“, což předpis [2] interpretuje jako fakt, že konstrukční šířka sloupku nesmí být větší než stanovená mezioční vzdálenost pilota.

Znázornění způsobu měření úhlů v oblasti jasného výhledu je na obrázku 1.4. Při měření úhlů udávaných v AC 25.773-1 [2] vyobrazených na obr. 1.3 autoři použili průměrné parametry lidské lebky. Mezioční vzdálenost byla stanovena 63,6 mm, a vzdálenost očí (popř. konstrukční polohy očí) od středu rotace hlavy byla stanovena 84 mm.



Obr. 1.3 Graf výhledu pilota aplikovaný na reálný letoun [5]



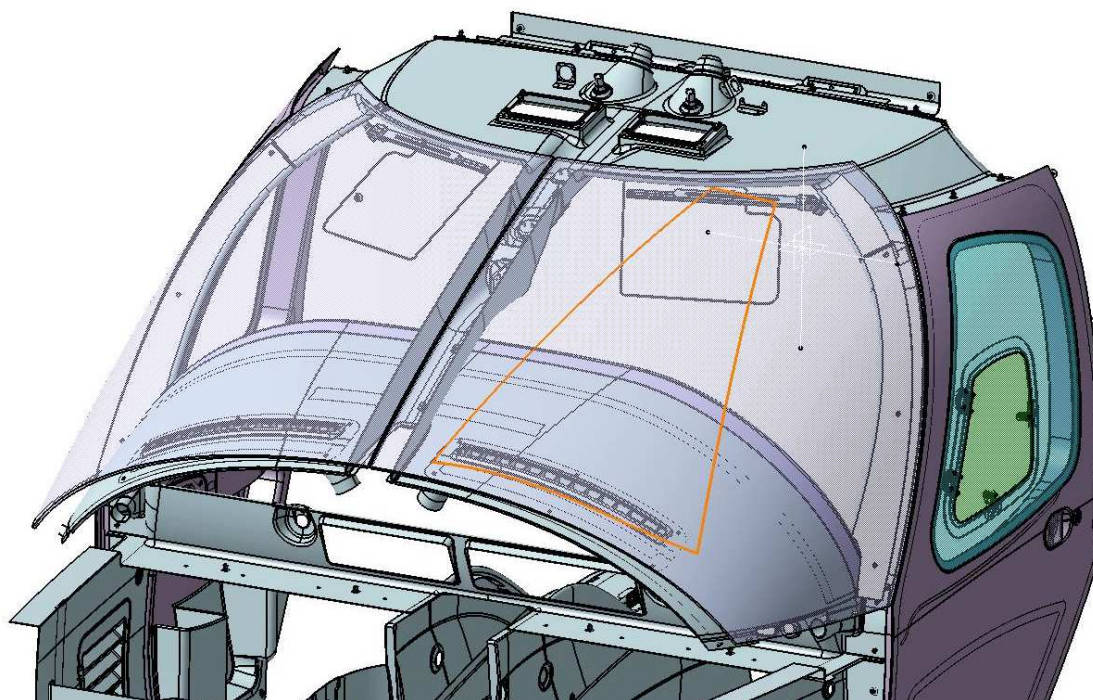
Obr. 1.4 Způsob měření úhlů v oblasti jasného výhledu [2]

1.4 Očišťovaná oblast

Během některých letových fází, kdy není možné letět podle podmínek IFR, čili podle přístrojů, je nutné, aby pilot měl dobrý výhled ven z letounu. Proto je nutné jakýmkoliv způsobem odstranit z čelního skla kapky vody (popř. sněhové vločky) a drobné nečistoty. Předepsaná podmínka je uvedena v předpisu CS 25 [3] a v poradním oběžníku AC 25.773-1 [2]. Tato podmínka nám stanovuje povinnost očišťovat oblast čelního skla přímo před pilotem až do rychlosti $1,6 v_s$, kde v_s je pádová rychlost stroje, nebo do rychlosti 230 kt.

Minimální očištěná plocha by se měla podle lit. [6] rozprostírat v oblasti 15° vertikálně na obě strany a v horizontálním směru by se mělo jednat o oblast od horizontální roviny dolů podle kritérií uvedených v odstavci 1.2 (měřeno z konstrukční polohy očí). Tyto předpoklady musí být splněny v podmínkách nejprudšího možného konstrukčního náklonu při přiblížení. Na obrázku 1.5 je na kokpitu reálného letounu vyznačena oblast, již je nutno podle poradního oběžníku [2] očišťovat.

Pokud jsou na letadle použity pro očišťování plochy stěrače, měly by, podle historicky naměřených dat (lit. [2]), pro uspokojivé očištění skla stírat rychlostí jeden stírací cyklus za sekundu.



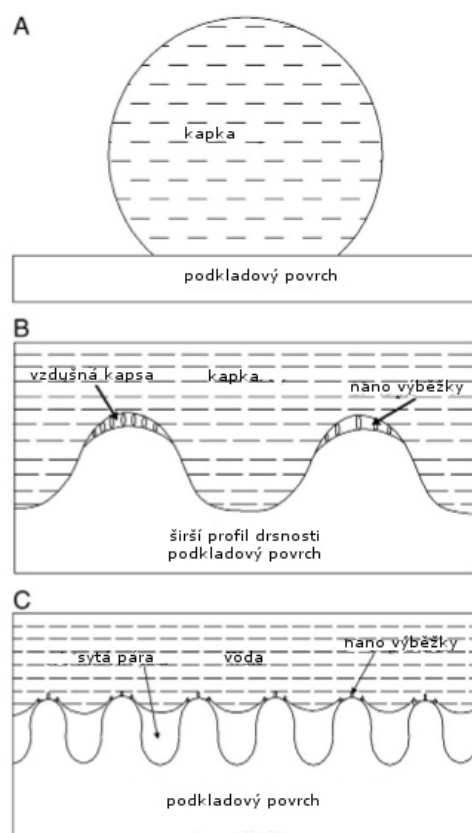
Obr. 1.5 Očišťovaná oblast čelního skla reálného letounu [5]

2 ZPŮSOBY OČIŠTĚNÍ VÝHLEDOVÉ PLOCHY

Aby bylo dosaženo odpovídající kvality výhledu, musí se zajistit mechanismus, jenž udrží čelní sklo čisté. Těchto mechanismů existuje několik druhů. Je možné je rozdělit do dvou základních skupin podle druhu použitého principu očišťování povrchu: první skupinu tvoří mechanismy se samočisticími principy, kdy nejsou kolem očišťovaného povrchu, ani na něm, vidět žádné prvky, které by rušily designové křivky letounu a do druhé skupiny by se mohly zařadit všechny ostatní způsoby očišťování daného povrchu – tedy ty, jež jsou po aplikaci na letoun pozorovatelné i pouhým okem.

2.1 Samočisticí mechanismy

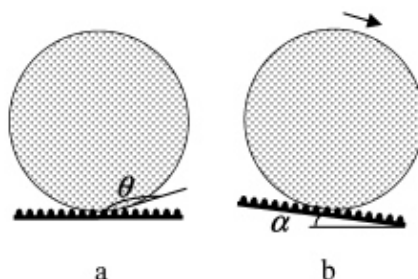
V této skupině jsou zařazeny způsoby očišťování povrchu, které ve většině případů ke své funkci nepotřebují žádnou energii dodanou zvenčí. Jsou založeny na fyzikálních a chemických principech, jež snižují smáčivost povrchů. Do této kategorie by se proto daly zařadit různé materiály přirozeně odpuzující vodu, povrchy založené na Lotosovém efektu, nebo můžeme taktéž upravit 3D mikrostrukturu materiálu povrchu strojním obrobením. Metoda strojního obrábění je v úzké souvislosti s metodou předchozí. Na obrázku 2.1 je znázorněn princip vodoodpudivých vlastností založený na lotosovém efektu. Je zde vidět, jak vlastnosti popsané v bodu 2.1.1 ovlivňují smáčivost povrchu. Jako poslední bych v této skupině chtěl zmínit metodu čištění pomocí ultrazvukových vln, jež sice nijak výrazně nesouvisí s již zmíněnými metodami, ale principem funkce do této skupiny může patřit.



Obr. 2.1 Princip hydrofobních vlastností [7]: čím blíže jsou u sebe výběžky, tím lepší hydrofobní vlastnosti povrch má

2.1.1 Hydrofobní materiály

Tímto pojmem rozumíme skupinu všech materiálů odpuzujících vodu. V přírodě se jedná kupříkladu o povrchy listů rostlin nebo křídla hmyzu. V článku [8] se uvádí, že na úrovni hydrofobních vlastností materiálu se značně podílí tzv. kontaktní úhel (WCA). Literatura [9] zmiňuje údaj, že při kontaktním úhlu větším než 150° se projevují tzv. superhydrofobní vlastnosti materiálu (viz obr 2.2). Jejich obrovskou nevýhodou v aplikaci na čelní sklo letounu však je nízká povrchová energie a tím i velmi nízká povrchová tvrdost vedoucí k rychlému opotřebení a zhoršení optických vlastností.



Obr. 2.2 Se zvětšujícím se kontaktním úhlem (θ) se zmenšuje úhel (α), kdy kapka steče [10]

2.1.2 Nesmáčivost založená na Lotosovém efektu

Nicméně v posledních letech se vědci začali čím dál více zabývat výzkumem vlastností materiálů a mechanismů v přírodě. Jedním ze zkoumaných jevů je i Lotosový efekt. Vědci zde zkoumají samočisticí a hydrofobní vlastnosti povrchu materiálů. S jejich aplikací se může člověk setkat všeobecně na místech, kde je v jeho zájmu udržení čistého popř. suchého povrchu. Konkrétněji se může jednat například o povrchy oken, čelních skel nebo karoserií dopravních prostředků, samočisticí nátěry budov, lodní navigace, střešní krytiny, povrchy různých textilních materiálů a další [11].

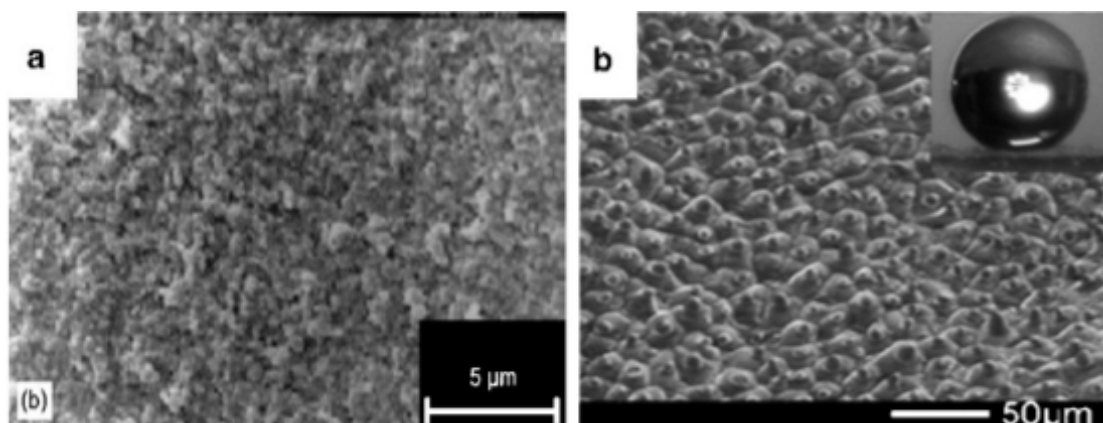
Velmi oceňovanou vlastností tohoto jevu je nesmáčivost povrchů materiálů. Ta je závislá na několika parametrech, jako jsou povrchová energie materiálu, tvrdost povrchu nebo čistota materiálu. Podle lit. [9] jsou popsány dva možné přístupy, jak požadovaného cíle dosáhnout pomocí lotosového efektu:

- Zpevnění povrchu materiálu s nízkou povrchovou energií
- Úprava tvrdosti povrchu materiálem s nízkou povrchovou energií

První zmiňovaný přístup je podle [11] relativně jednoduché realizovat, ale jeho nevýhodou je, že je omezen pouze na několik typů materiálů jako Fluorocarbon, Silikon, ZnO, TiO₂, atp. Princip aplikace spočívá v tom, že se na povrch z materiálu s nízkou povrchovou energií nanese tenký film z tvrdého materiálu, kupříkladu Teflonu®. Při správné aplikaci je výsledkem tzv. superhydrofobní povrch. Příklady takto upravených povrchů jsou zobrazeny na obrázku 2.3.

Druhý přístup postupuje, dalo by se říct, z opačného konce [9]. Nejprve se vytvoří tvrdý podklad, a teprve poté jeho povrch modifikujeme materiálem s nízkou povrchovou energií, což nám značně zlepší hydrofobní vlastnosti.

Použití lotosového efektu, ať už pomocí chemických povlaků nebo různých fyzikálních metod, je velmi výhodné při aplikaci na široké spektrum materiálů a povrchů. V posledních letech se však značně rozšířila oblast použití plastových materiálů v průmyslu a výjimkou není ani oblast letectví. S tím souvisí nemožnost použít tento typ ošetření v případě, že je použito na výrobu čelního skla letounu například akrylátové sklo. V takové situaci totiž podle lit. [12] dochází k rychlému znehodnocení povrchu produktu.



Obr. 2.3 Snímky vytvrzovaných materiálů na bázi silikonu [9]: a) povrch vytvrzený CO_2 pulsním laserem, b) imitace struktury lotosového květu vytvořená metodou nanocasting

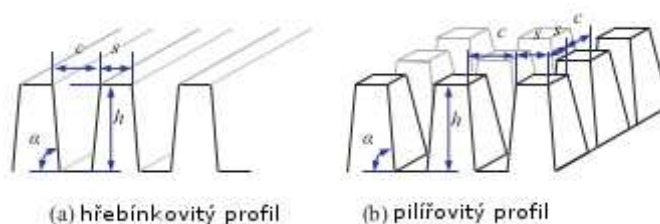
2.1.3 Přesné obrobení povrchu

S postupující dobou se neustále zmenšují rozměrové hodnoty, kterých je člověk schopen při výrobě produktů dosáhnout. Navíc v souvislosti s narůstajícím zájmem o problematiku lotosového efektu začínáme pociťovat zvyšující se potenciál této technologie při výrobě hydrofobních povrchů s kvalitními optickými vlastnostmi.

Po mnoha experimentech a simulacích byly optimalizovány dva typy povrchů, jež svými vlastnostmi byly nejbližší přírodním vodu odpuzujícím materiálům a strukturám. Jedná se o hřebínkový (frustum ridge) a pilířovitý (frustum pillar) profil (viz obr. 2.4) [11]. Mimoto neustále probíhá výzkum nových všem kritériím vyhovujících tvarů. Tato kritéria jsou v zásadě tři: 1) samočisticí schopnost,

2) co nejlepší optické vlastnosti a

3) jednoduchost výroby.



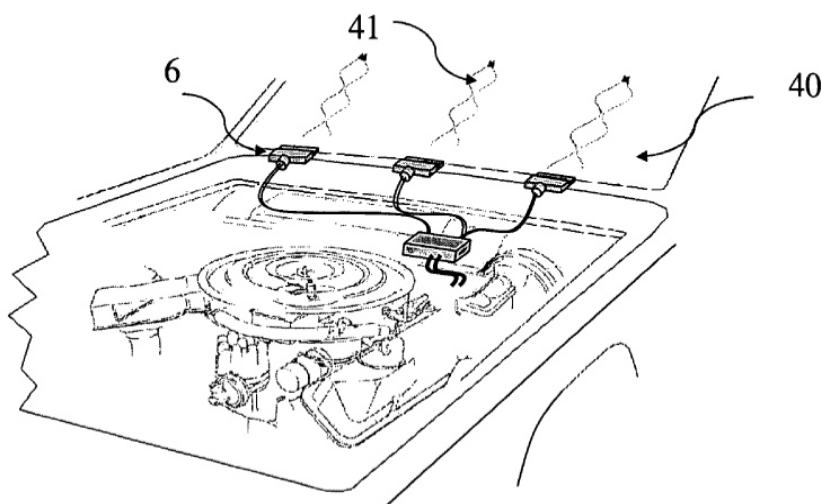
Obr. 2.4 Dva základní profily užívané při strojní úpravě 3D mikrostruktury povrchu [11]

Obrovskou výhodou tohoto způsobu výroby oproti povlakům je, že tuto metodu lze použít i na výrobky z plexiskla. A vzhledem k příručce JSSG 2009 [13], kde je zmíněno, že je možné a dokonce doporučené použít více systémů ochrany proti dešti, bude možné použít takto obrobená čelní skla na reálném letounu jako sekundární systém ochrany proti ulpívání kapek a nečistot.

2.1.4 Ultrazvukové čištění

Jednou z možností, a poslední z tohoto výběru „samočisticích mechanismů“, jak lze provádět očišťování čelního skla nejen u letounů, je čištění pomocí ultrazvukových vln. Již od šedesátých let 20. století se ve Spojených státech amerických objevují patenty na toto téma.

Princip mechanismu spočívá v umístění ultrazvukového převodníku na sklo, které je rozechvíváno frekvencí kolem 20 kHz. V důsledku kmitání povrchu se dopadající sníh, déšť nebo nečistoty nepřichytí a sklo zůstává čisté. Na obrázku 2.5 je znázorněno schéma jednoho z patentů ultrazvukového čističe.



Obr. 2.5 Ultrazvukový čistič namontovaný na sklo osobního automobilu [14]: 6 – zdroj vibrací, 40 – sklo automobilu, 41 – vibrace vydávané zdrojem (6)

Výhodou tohoto řešení je možnost regulace výkonu. Navíc po montáži zůstává čelní sklo bez překážek, takže má obsluha čistý výhled z kabiny. Nevýhodou ale je, oproti ostatním způsobům z této skupiny, pořizovací cena zařízení.

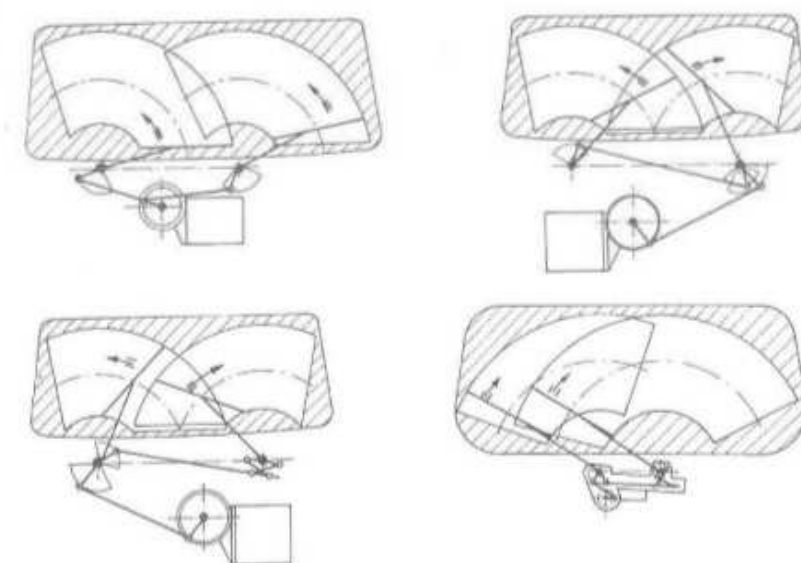
2.2 Metody očišťování vnějšími vlivy na čelní sklo

Do této skupiny byly zařazeny metody, jež jsou po montáži na daný povrch patrné pouhým okem. Systémy jsou na místo připevněny za pomoci lepidla, nýtů, šroubů či jinými možnými způsoby. Tyto metody se již nestarají o snižování smáčivosti povrchů, jako tomu bylo v předchozím bodě. Zde probíhá odstraňování kapek a nečistot mechanicky setřením, stržením nebo odfouknutím.

2.2.1 Stěrače

Podle lit. [13] se jedná o nejstarší metodu odstraňování deště z oken. Udává se také, že stěrače jsou schopny účinně fungovat až do rychlosti přibližně 150 kts pravé vzdušné rychlosti (TAS). V roce 1965 provedla firma Lockheed test, ve kterém demonstrovali, že stěrače mohou odstranit až 70 mm srážek za hodinu při 115 kts, TAS a ve stejném testu ukázali, že při rychlosti 150 kts, TAS lze úspěšně stírat 50 mm/hod srážek pouze při malém snížení viditelnosti.

Hlavním účelem systému je odstraňování vodní vrstvy a nečistot z povrchu. Stírání probíhá mechanicky, kdy gumičky upevněné na stěračích odstraňují předměty z plochy očišťovaného povrchu. Proto je nutné navrhnout stěrače tak, aby při letu vyvíjely na povrch skla takový tlak, jenž zajistí účinné setření plochy [15]. Obrázek 2.6 znázorňuje druhy stíracích zařízení podle [16].



Obr. 2.6 Druhy stíracích zařízení (zleva shora) [16]: stejnoběžné paralelní, protiběžné seriové, protiběžné s křížovým mechanismem a stejnoběžné zařízení kompaktní konstrukce

Stěrače mají i několik negativ, které zatím nebyly dokonale vyřešeny. Výborně fungují na rovném povrchu, ale čím víc je plocha zakřivená, tím menší je efektivita stírání. Dalším problémem je fakt, že se na okna používají i jiné materiály než sklo, například polykarbonát nebo akrylátové sklo. Oba materiály se díky jejich malé odolnosti proti oděru při použití stěračů velmi rychle poničí [13].

Očišťování výhledových ploch pomocí stěračů je osvědčená metoda, ale lze ji použít pouze na mírně zakřiveném povrchu, kdy navíc u povrchů s nižší tvrdostí dochází k poškrábání povrchu a následnému výraznému zhoršení optických vlastností. Proto není vhodné použít tuto metodu ke stírání povrchů z akrylátových skel a podobných materiálů.

2.2.2 Strhávací fólie

Při závodech motocyklů nebo formule 1 se piloti strojů musí taktéž setkávat s deštěm. Jako řešení používají strhávací folie, jež se v několika vrstvách nalepují na hledí přilby a postupně se pak strhávají v závislosti na intenzitě deště.

Dle mého by se dalo uvažovat o aplikaci na různé větší povrchy. Problémem ale je, zda bychom byli schopni zajistit mechanismus, jakým bychom strhávali jednotlivé vrstvy z povrchu.

Pro účely aplikace mechanismu na letoun je bohužel tento způsob nevhodný z důvodu neexistence mechanismu strhávání jednotlivých vrstev folie za letu. Navíc předpisy nedovolují oddělování předmětů od letounu za letu.

2.2.3 Ofukovače

Poslední možností jak řešit očišťování výhledových ploch je jejich ofukování. Tato možnost byla upozorována jako vedlejší účinek při experimentu na americkém bojovém letounu F-86 Sabre. Ve snaze odmrazit okna stroje foukali konstruktéři pod vysokým tlakem na sklo horký vzduch a pozorovali, že foukaný vzduch zároveň zabraňuje dopadu kapek na povrch okna [13].

Konstrukce ofukovače může vypadat asi takto: stlačený vzduch odebíraný např. z kompresoru motoru letounu teče vedením až k výustkám, jež jsou umístěny u oken. Na konci vedení by podle [13] měl vzduch proudit rychlostí zvuku, přičemž výstupní teplota vzduchu by měla odpovídat parametrům ofukovaných součástí. Pro dosažení této rychlosti je třeba tlak ve vedení aspoň 414 kPa. Minimální množství vzduchu, které je potřeba nafoukat k odstranění kapek vody se udává v rozmezí 0,8 až 1,3 kg/min na každý centimetr šířky ofukované oblasti.

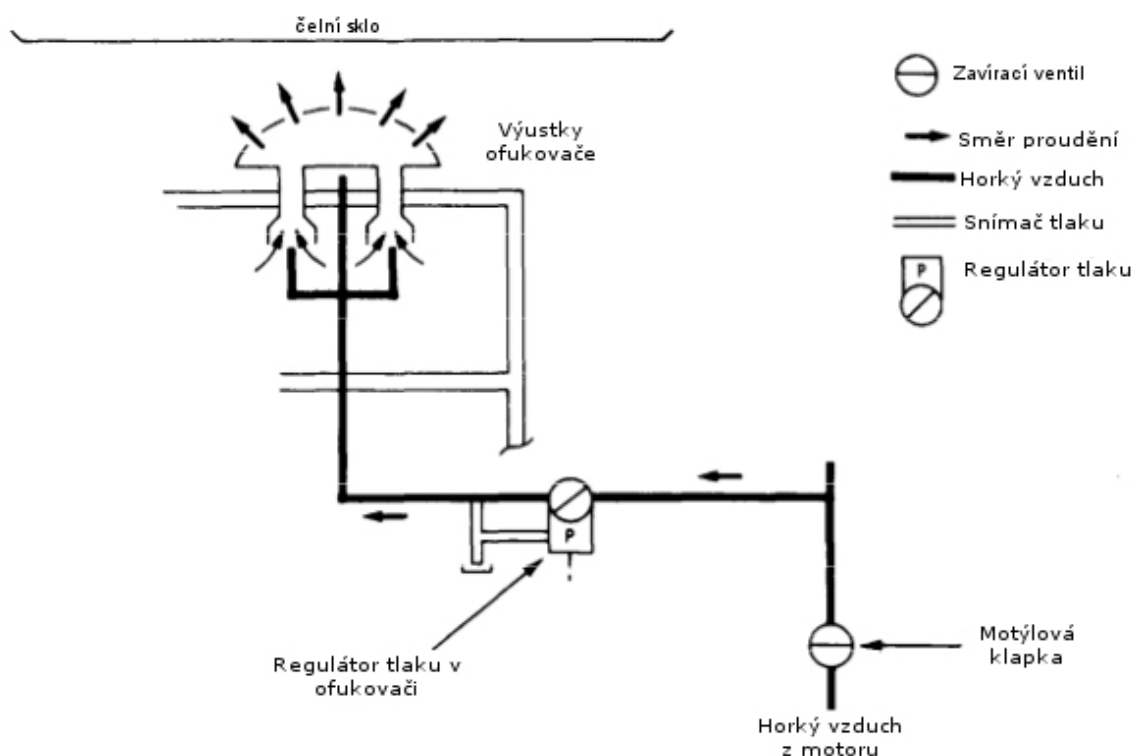
Tento systém má dvě obrovské nevýhody. Tou větší z nich je velké množství vzduchu potřebného ke správné funkci. Při šířce ofukované oblasti 0,5 m bude systém potřebovat přibližně 40 až 60 kg vzduchu za minutu. A pokud bychom vzduch brali z motoru letounu, znamenalo by to znatelné snížení výkonu stroje. Druhý problém souvisí s teplotou foukaného vzduchu. Pokud je tato teplota příliš vysoká, může docházet k přehřívání povrchu skel. Zkušenosti se stroji F – 4, F – 15 a dalšími ukazují, že je třeba se proti tomuto účinně bránit. Může totiž docházet k zabarvení materiálu, praskání jednotlivých vrstev nebo k delaminaci materiálu okna. Mimoto existuje jeden problém, který nelze vyřešit analyticky. Jedná se o to, že ne všechny kapky dokáže tento systém odstranit. To, zda bude kapka odfouknuta, závisí na její velikosti a pozici na ofukované ploše. Regulaci a nastavení ofukovacích schopností je nutné provádět změnou tlaku a změnou konstrukce výustek [13].

3 OFUKOVACÍ SOUSTAVA

I přesto, že systém ofukování skel je poměrně náročný, jsem se rozhodl na základě použitého materiálu a geometrie čelního skla reálného letounu použít ofukování skel jako primární systém zajištění optimální viditelnosti skrz čelní sklo kabiny stroje. Následující kapitola je rozčleněna do třech částí. V první části se budu zabývat komponenty, ze kterých je možné sestavit ofukovací systém. Ve druhé podkapitole bude teoreticky rozebrán návrh ofukovací soustavy reálného letounu spolu s metodami a teoriemi, jež budou použity při výpočtech parametrů ofukovací soustavy a ve třetí podkapitole budou provedeny konkrétní výpočty, ke kterým se následně bude vztahovat poslední kapitola této práce. Výpočty v této kapitole jsou prováděny pro teplotu vzduchu 20°C a barometrický tlak 101,25kPa. V této práci není řešen tvar výustky. Byl zvolen tvar úzké štěrbinové výustky, aby bylo možné řešit proudění za pomoci empirických vzorců.

3.1 Části a komponenty ofukovací soustavy

Literatura [17] uvádí příklad systému pro odstraňování deště aplikovaného na letoun Grumman A-6E Intruder. Systém zobrazený na obrázku 3.1 je sestaven z několika částí, konkrétně z potrubí, motýlové klapky, tlakového regulátoru s ventilem a z výustek.



Obr. 3.1 Schéma ofukovače z letounu Grumman A-6E Intruder [17]

Tento systém je zásoben vzduchem odebraným z motorového prostoru, jehož proud propouští motýlová klapka na začátku soustavy. Za klapkou je umístěn regulátor tlaku s ventilem, který slouží k regulaci průtoku vzduchu k výustkám. Jelikož je proudící

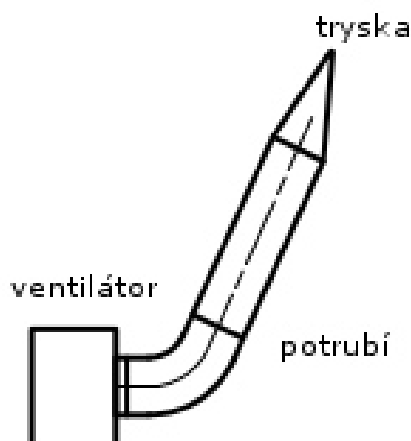
vzduch příliš horký na to, aby nepoškodil čelní sklo, prochází na cestě od regulátoru k výustkám přes sérii difuzorů, za kterými dochází ještě ke smíchání tohoto horkého vzduchu s okolním vzduchem, čímž dochází k ochlazení proudu [17].

Na následujících řádcích budou podle [17] popsány komponenty ofukovací soustavy použité v systému z obrázku 3.1:

- **Motýlová klapka:** (nebo také škrticí klapka) je elektricky ovládaná součást umístěná na stěně motoru, odkud systém odebírá použitý vzduch
- **Regulátor tlaku:** jedná se o regulační klapku, jíž se reguluje tlak v soustavě
- **Soustava výustek:** jedná se o soustavu dvou trysek sloužících k ochlazení vzduchu. Ochlazený vzduch poté proudí skrze 26 výustek na čelní sklo letounu
- **Hlavní přepínač:** v kabině stroje je umístěn třípolohový přepínač sloužící k obsluze ofukovacího systému (vypnuto a 2 režimy provozu)
- **Přepínač polohy škrticí klapky:** jedná se o dvoupolohový tyčový přepínač umístěný v kabině pilota, jímž se ovládá poloha motýlové klapky
- **Relé škrticí klapky:** hlídá pozici škrticí klapky
- **Varovné relé čelního skla:** hlídá stav ofukovacího systému (zapnuto x vypnuto)
- **Kontrolka ofukování:** je napojena na varovné relé, svítí, pokud jsou ofukovače v provozu

3.2 Teoretický návrh ofukovací soustavy

Podle [18] je konstrukce každého ofukovacího systému kompromisem mezi efektivním a účinným ofukováním za všech podmínek a cenou tohoto zařízení, jeho hmotností, spolehlivostí, jednoduchostí a co nejmenším vlivem na výkon letounu.



Obr. 3.2 Schéma navrhovaného ofukovače

V předchozí části byly zmíněny části ofukovací soustavy. Z důvodu úspory, jak energie, tak místa v letounu, bylo pro prvotní návrh zvoleno použití pouze základních komponent nutných ke správné funkci systému. Jako médium použijeme okolní vzduch bez úpravy teploty, a jako soustava budou použity pouze ventilátor s takovým

výkonem, jenž bude dostačovat k dosažení požadovaných výsledků, potrubí jako dopravní vedení a úzká štěrbinová výustka, která bude sloužit jako výstupní bod ze soustavy (viz obr. 3.2). V letounu by měly být nainstalovány tyto ofukovače dva, přičemž každý bude ofukovat jeden panel čelního skla. Je zřejmé, že při použití okolního vzduchu bude za nízkých teplot docházet k namrzání skla. Pro ověřovací experiment se však počítá s podmínkami, kdy by nemělo k namrzání docházet.

Nejprve je třeba stanovit výkon ventilátoru. Při jeho vymezení a následném určení rychlostního profilu za výstkou bude využito několik matematických metod, kdy se postupně stanoví výpočtem nebo odhadem všechny neznámé z rovnic. Postupně se využije Bernoulliho rovnice (3.1) a rovnice kontinuity (3.2), se kterými bude charakterizováno proudění v transportním potrubí mezi ventilátorem a výstkou.

$$\frac{v_1^2}{2} + \frac{p_1}{\rho} - U_1 = \frac{v_2^2}{2} + \frac{p_2}{\rho} - U_2 + Y_{Z1,2} \quad (3.1)$$

$$S_1 \cdot v_1 = S_2 \cdot v_2 = konst. \quad (3.2)$$

Následně přijde na řadu zjištění závislosti rychlosti na vzdálenosti od výstky. K tomu, aby mohla být vyšetřena tato závislost, budou využity hodnoty získané z výpočtů podle předchozího odstavce. Z těchto hodnot se za použití výpočtové metody stěnového proudu stanoví požadovaná závislost.

3.3 Výpočet rychlosti výstoku vzduchu z výstky

V této části bude provedeno určení objemového průtoku, dále budou odhadnuty ztráty ve vedení a nakonec bude proveden výpočet rychlosti dosažené na výstupu ze soustavy. Vstupní data byla získána z [18] a od zadavatele [5].

3.3.1 Stanovení objemového průtoku

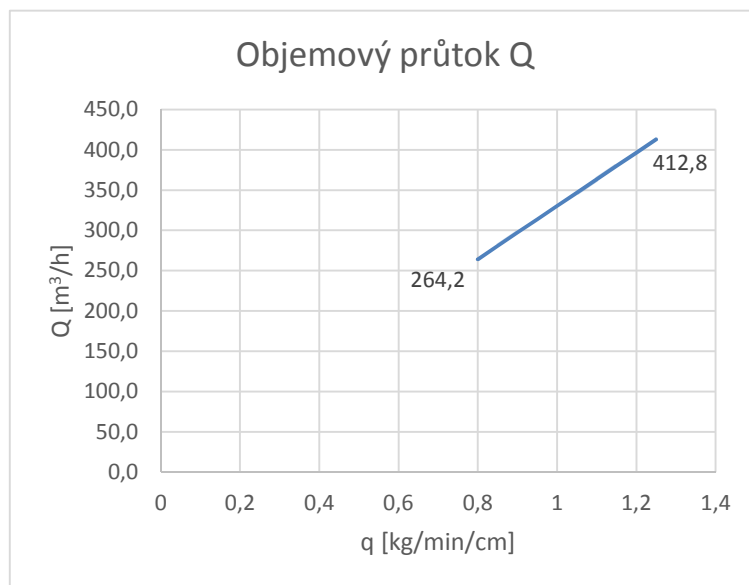
Nejprve je nutné vymezit objemový průtok, čili výkon ventilátoru, jenž je potřebný pro správnou funkci ofukovačů.

Jako vstupní data se použijí údaje z [18], kde je uvedeno, že pro zajištění velmi slabého ofukovacího účinku je nutné nafoukat množství vzduchu kolem 0,36 kg/min na každý centimetr délky štěrbin, a pro zajištění dobré viditelnosti je nutné toto množství zvýšit až na hodnoty v rozmezí $q = < 0,8; 1,25 > \frac{kg}{min} \cdot cm^{-1}$.

Od zadavatele [5] bylo zjištěno, že šířka oblasti, již je nutno očistit je 54 cm na každém ze dvou panelů. Proto zvolíme délku štěrbin $l = 54 \text{ cm}$. Pro zjištění celkového výkonu ventilátoru při ideálním bezztrátovém vedení lze použít rovnici (3.3a) a výsledek je (3.3b).

$$Q = \frac{60 * q * l}{\rho * g} \quad \left[\frac{m^3}{h} \right] \quad (3.3a)$$

$$Q = < 264,2; 412,8 > \quad \left[\frac{m^3}{h} \right] \quad (3.3b)$$



Obr. 3.3 Přepočet hmotnostního toku na objemový průtok

Pro další výpočty volím $Q = 412 \frac{m^3}{h}$.

Stanovení Q nám dovoluje provést výpočet rychlosti a tlaku na výstupu ze soustavy. Nejprve je ale nutné odhadnout ztráty v potrubním vedení.

3.3.2 Odhad ztrát v potrubí

V reálném světě neexistuje jev, u kterého bychom se vyhnuli ztrátám. Je tomu tak i zde, a proto musí být proveden odhad ztrátové energie.

Ztráty při proudění se dělí na délkové, které jsou zapříčiněny třením o stěnu potrubí, a místní, kdy mají vliv na proudění tekutin tvarové prvky ve vedení [19]. Vyčíslení hodnoty měrné ztrátové energie se provádí podle Weisbachova vztahu (3.4):

$$Y_z = \sum_{i=1}^n \left(\xi_i \cdot \frac{v_i^2}{2} \right) = \sum_{i=1}^n \left(\lambda_i \cdot \frac{L_i}{D_{hi}} \cdot \frac{v_i^2}{2} \right) \quad (3.4)$$

kde: ξ_i ztrátový součinitel

v_i rychlost proudění v dané oblasti

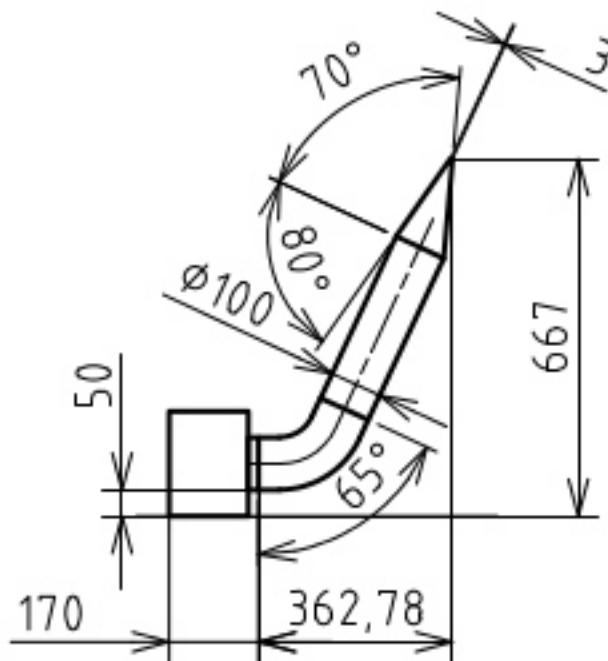
λ_i koeficient tření

L_i osová délka potrubního úseku „i“

D_{hi} hydraulický průměr potrubí (pro kruhový průřez $D_{hi} = d$)

Pro jednoduchost řešení je systém sestaven ze dvou nezávisle zapojených paralelně umístěných ventilátorů s výkonem $Q = 412 \frac{m^3}{h}$, kdy každý ventilátor obsluhuje jeden panel. V tomto případě budou mimo délkové ztráty (ξ_L) uvažovány ještě ztráty zapříčiněné změnou směru při průtoku kolenem (ξ_1) a ztráty související se změnou

průřezu v místě výustky (ξ_2). Rozměry navržené ofukovací soustavy jsou znázorněny na schématu.



Obr. 3.4 Rozměrové schéma sestavy ofukovače

Nejprve se provede odhad délkových ztrát v podobě koeficientu tření (λ). V první řadě je podle [19] potřeba stanovit druh proudění v potrubí. Pokud platí $Re < Re_k$, vzduch proudí laminárně a pokud je $Re > Re_k$, v potrubí je turbulentní proudění. Hodnota Re_k pro kruhové potrubí je podle [20] rovna 2300. Po dosazení do rovnice (3.4b) se získá hodnota přibližně 10^5 , což je znatelně víc, než je kritická hodnota. Je tedy možné tvrdit, že v potrubí proudí vzduch turbulentně. V lit. [19] se uvádí, že turbulentní proudění má tři režimy:

- **1. režim turbulentního proudění** – závisí pouze na Reynoldsově čísle, jelikož se nachází v tzv. hydraulicky hladkém potrubí.
- **2. režim turbulentního proudění** – proudí v tzv. přechodové oblasti a závisí, jak na Reynoldsově čísle, tak na relativní drsnosti povrchu
- **3. režim turbulentního proudění** – je v tzv. hydraulicky drsném potrubí a závisí pouze na relativní drsnosti

Tento případ náleží díky použití hladkého plastového potrubí do prvního režimu proudění.

$$\nu = 1,5 \cdot 10^{-5} \quad \left[\frac{m^2}{s} \right] \quad (3.4a)$$

$$Re = \frac{v \cdot d}{\nu} = \frac{4 \cdot Q}{\pi \cdot d \cdot \nu} \quad [-] \quad (3.4b)$$

V dalším kroku je třeba určit koeficient tření (λ), jenž se podle téže literatury vypočte ze směrného vztahu podle Konakova (3.4).

$$\lambda = \frac{1}{(1,8 \cdot \log Re - 1,5)^2} \quad (3.5)$$

Do této rovnice dosadíme hodnotu Reynoldsova čísla vypočtenou ze vztahu (3.4b), pro kterou jsme uvažovali vzduch o teplotě 20°C a součinitel kinematické viskozity o hodnotě (3.4a).

Koeficient tření podle Konakova má následně hodnotu $\lambda = 0,018$. Tuto hodnotu je třeba pro ucelenost výpočtu ještě přepočítat na ztrátový součinitel ξ_L . Pro tento účel se použije část vztahu (3.5). Celková délka, na které budeme v tomto případě uvažovat ztráty třením je 420 mm v trubici o průměru 100 mm. Z těchto dat ve výsledku získáme hodnotu $\xi_L = 0,075$.

Dále se provede odhad místních ztrát v potrubí. Tyto ztráty se projevují v tvarových prvcích, které v této soustavě představují koleno umístěné za ventilátorem a změna průřezu v trysce výstky.

V kolenu potrubí se ztrátový součinitel spočte podle [19] ze vztahu

$$\xi_1 = f_1(\delta) \cdot f_2\left(\frac{R}{d}\right) \cdot f_3\left(\frac{a}{b}\right) \quad [-] \quad (3.6)$$

kde: $f_1(\delta)$ je první opravný koeficient závislý na úhlu odbočení δ
 $f_2\left(\frac{R}{d}\right)$ je druhý opravný koeficient, $\frac{R}{d}$ je křivost oblouku
 $f_3\left(\frac{a}{b}\right)$ je třetí opravný koeficient platný pro nekruhové profily, pro kruhový a čtvercový profil $f_3 = 1$

Tab. 3.1: Opravné koeficienty kruhových oblouků podle Idělčika [19]

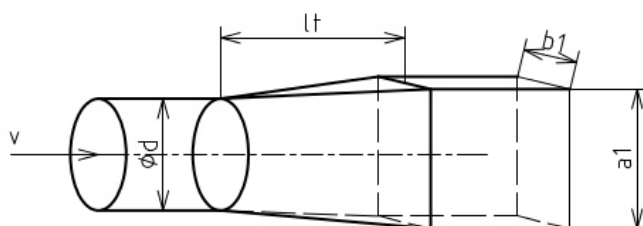
$\delta [^\circ]$	20	30	45	60	75	90	110	130	150	180
$f_1(\delta)$	0,31	0,45	0,60	0,78	0,90	1,00	1,13	1,20	1,28	1,40
R/d	0,5	0,6	0,7	0,8	1	1,5	2	4	6	8
$f_2(R/d)$	1,18	0,77	0,51	0,37	0,21	0,17	0,15	0,11	0,09	0,07

Poté je na místě dosazení hodnot zvolených v tabulce 3.1 do rovnice (3.6). Hodnoty jsou voleny pro $\delta = 65^\circ$ a $\frac{R}{d} = 0,68$. Jelikož hodnoty ani jednoho z parametrů nejsou v tabulce znázorněny, je nutné je zjistit interpolací. Po následném dosazení do rovnice bude získán výsledek

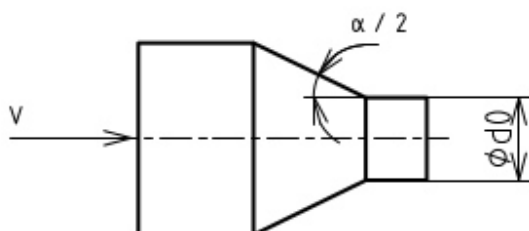
$$\xi_1 = 0,845 \cdot 0,53 \cdot 1 = 0,448 \quad (3.7)$$

Poslední místo, kde je třeba odhadnout ztrátový součinitel, je v trysce. Použijeme metodiku z [21], konkrétně metodu pro výpočet ztrátového součinitele přechodového kusu. V této části je nutné určit tzv. ekvivalentní vrcholový úhel α podle vztahu (3.8). Jednotlivé rozměry jsou zobrazeny na obrázku 3.5 a vrcholový úhel na obr. 3.6. Výpočet α je závislý na faktu, zda se jedná o konfuzorový nebo difuzorový kus. Toto lze ro-

zeznat podle poměru plochy vstupního (S_1) a výstupního (S_0) průřezu. Pro trysku vychází, že plocha $S_1 > S_2$, proto se jedná o konfuzorový přechodový kus a je třeba výsledek vynásobit -1.



Obr. 3.5 Rozměry užívané při výpočtu ekvivalentního vrcholového úhlu



Obr. 3.6 Pozice vrcholového úhlu

$$\operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} = \frac{2 \cdot \sqrt{\frac{a_1 \cdot b_1}{\pi}} - d}{2 \cdot l_t} \quad [-] \quad (3.8)$$

kde: a_1, b_1 jsou rozměry šterbinové výustky (540mm a 3mm)
 d je průměr potrubí (100mm)
 l_t je délkový rozměr výustky (179,6mm)

Výsledný ekvivalentní vrcholový úhel má velikost přibližně $17,3^\circ$.

Pro další výpočet musí být ekvivalentní vrcholový úhel přepočten podle vzorce (3.9) na pomocný úhel α_r , jenž se dále použije do vztahu (3.12) pro výpočet součinitele ξ_2 . Do téhož vztahu se dosadí ještě poměr výstupní plochy a vstupní plochy průřezu tvarového prvku n_0 ze vztahu (3.10) a součinitel ztrát třením ξ_{fr} ze vztahu (3.11).

$$\alpha_r = 0,01745 \cdot \alpha = 17,28 \quad [^\circ] \quad (3.9)$$

$$n_0 = \frac{S_2}{S_1} = 0,206 \quad [-] \quad (3.10)$$

$$\xi_{fr} = \frac{\lambda}{16} \cdot \left(1 - \frac{1}{n_0^2}\right) \cdot \left(\frac{2}{\sin \frac{\alpha}{2}}\right) = 0,335 \quad [-] \quad (3.11)$$

$$\xi_2 = -0,0125n_0^4 + 0,0224n_0^3 - 0,00723n_0^2 + 0,00444n_0 - 0,00745) \cdot (\alpha_r^3 - 2\pi\alpha_r^2 - 10\alpha_r) + \xi_{fr} \quad [-] \quad (3.12)$$

Výsledný součinitel ztrát pro trysku má hodnotu $\xi_2 = 0,359$.

3.3.3 Stanovení výtokové rychlosti

Pokud jsou vypočteny všechny předpokládané ztráty ve všech částech potrubí, lze přistoupit k výpočtu výtokové rychlosti v_2 . K tomu se použije Bernoulliho rovnice (3.1) ve tvaru (3.13):

$$\frac{v_v^2}{2} + \frac{p_v}{\rho} = \frac{v_2^2}{2} + \frac{p_a}{\rho} + gh + \frac{v_v^2}{2}(\xi_L + \xi_1) + \frac{v_2^2}{2}(\xi_2) \quad [-] \quad (3.13)$$

Z této rovnice se vyjádříme v_2 , přičemž si rychlost produkovanou ventilátorem v_v vyjádříme z rovnice (3.2) a po dosazení všech parametrů získáme výtokovou rychlost

$$v_2 = \sqrt{\frac{v_v^2(1 - \xi_L - \xi_1) + \frac{2\Delta p}{\rho} - 2gh}{1 + \xi_2}} \quad [ms^{-1}] \quad (3.14a)$$

$$v_2 = \sqrt{\frac{10,6^2(1 - 0,075 - 0,448) + \frac{2 \cdot 500}{1} - 2 \cdot 9,81 \cdot 581,6}{1 + 0,359}} \quad [ms^{-1}] \quad (3.14b)$$

$$v_2 = 28,322 \quad [ms^{-1}] \quad (3.14c)$$

Výsledná hodnota byla získána pro následující podmínky:

- Celkový tlak za ventilátorem: $p_v = 101,75kPa$
- Atmosférický tlak: $p_a = 101,25kPa$
- Hustota vzduchu: $\rho = 1kgm^{-3}$
- Tíhové zrychlení: $g = 9,81ms^{-2}$
- Výška od osy ventilátoru k výustce: $h = 581,6mm$

3.4 Stanovení rychlosti za výustkou

Existuje několik metod, podle nichž lze počítat rychlostní profil proudu za výustkou. Vzhledem k aplikaci ofukovače při očišťování čelního skla letounu je vhodné použít metodu výpočtu pro stěnový proud. Tato metoda zohledňuje přítomnost povrchu v blízkosti proudu, a tudíž zvyšuje korektnost výpočtu.

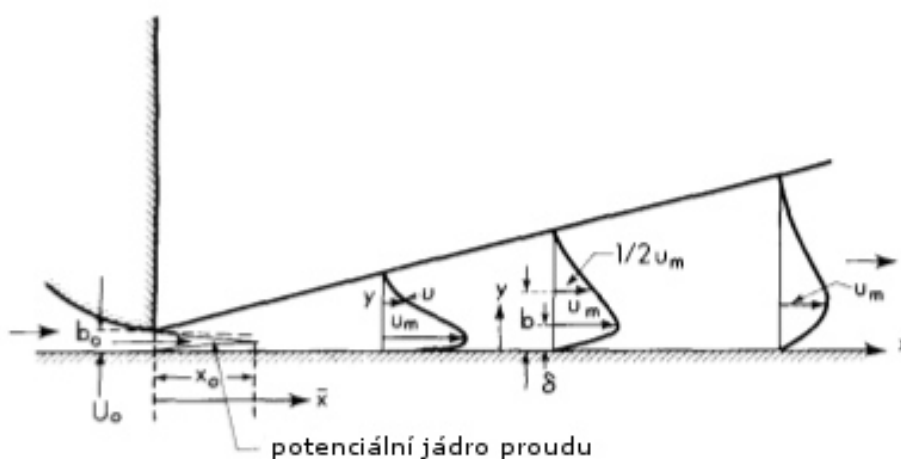
Stěnový proud se po vytečení z výustky chová podle obrázku 3.7. Se zvyšující se vzdáleností od výustky se proud rozšiřuje a rychlost proudění se snižuje. Rychlostní profily v jednotlivých vzdálenostech se zobrazují v grafech závislosti rychlosti proudění na vzdálenosti od stěny (viz obr. 3.8) nebo v tzv. similaritních souřadnicích (obr. 3.9), kdy se na souřadnicové osy vynášejí hodnoty poměru šířky proudu a polohy poloviny

maximální rychlosti a poměr rychlosti proudu v dané poloze a maximální rychlosti v dané vzdálenosti od výstky. Druhý zmiňovaný typ zobrazení se sestavuje podle vzorce (3.15)

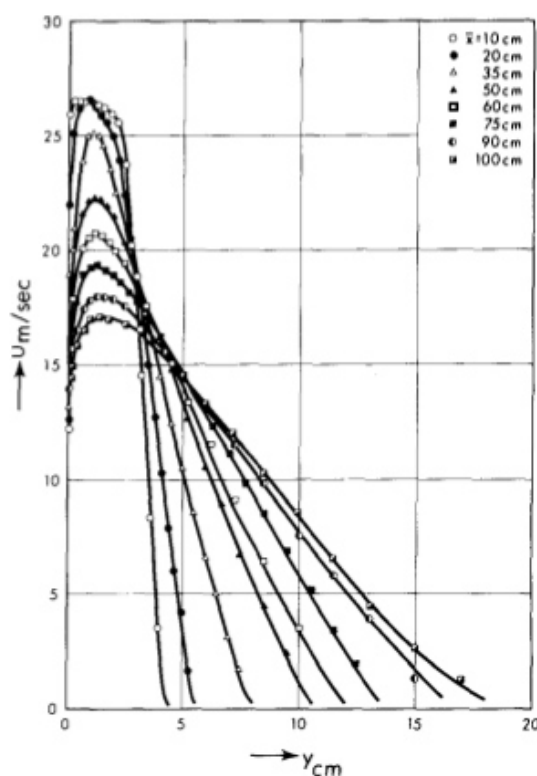
$$\frac{u}{u_m} = f\left(\frac{y}{b}\right) = f(\eta) \quad [-] \quad (3.15)$$

kde: $\frac{u}{u_m}$ je poměr aktuální a maximální rychlosti

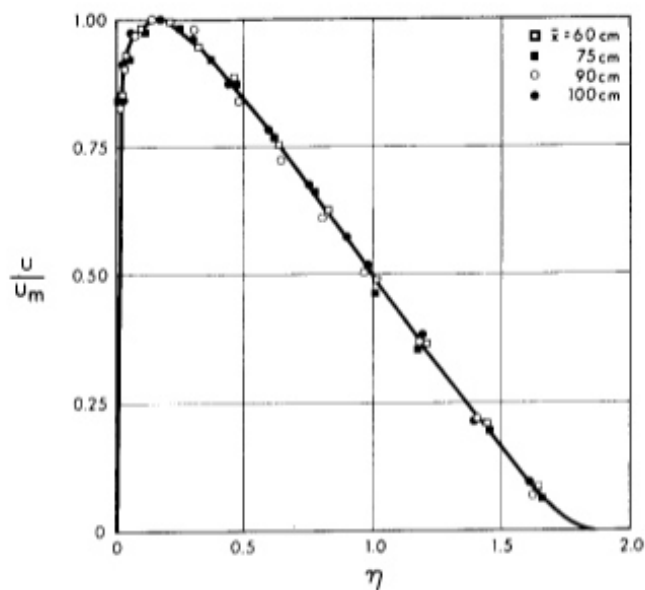
$\frac{y}{b} = \eta$ je poměr šířky proudu a polohy rychlosti $\frac{u_m}{2}$ vůči sklu



Obr. 3.7 Předpokládané chování stěnového proudu [22]



Obr. 3.8 Graf závislosti rychlosti proudění na vzdálenosti od stěny [22]

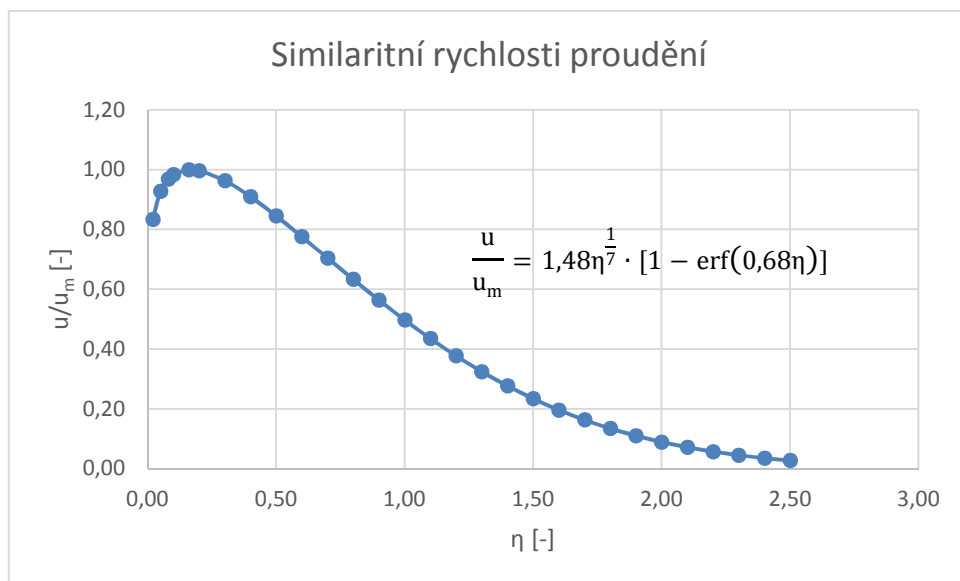


Obr. 3.9 Graf závislosti bezrozměrné rychlosti proudění na poměrné vzdálenosti od stěny [22]

Od konce padesátých let minulého století se prováděly experimenty zabývající se stěnovým proudem. V roce 1963 byl sestaven empirický vzorec pro sestavení similaritní křivky, který má následující tvar [22]:

$$\frac{u}{u_m} = 1,48\eta^{\frac{1}{7}} \cdot [1 - \text{erf}(0,68\eta)] \quad [-] \quad (3.16)$$

„erf“ značí Gaussovu chybovou funkci (z ang. error function). Výsledky jsou zobrazeny v grafu 3.10 a v příloze 1.



Obr. 3.10 Graf závislosti bezrozměrné rychlosti na poměrné vzdálenosti od stěny

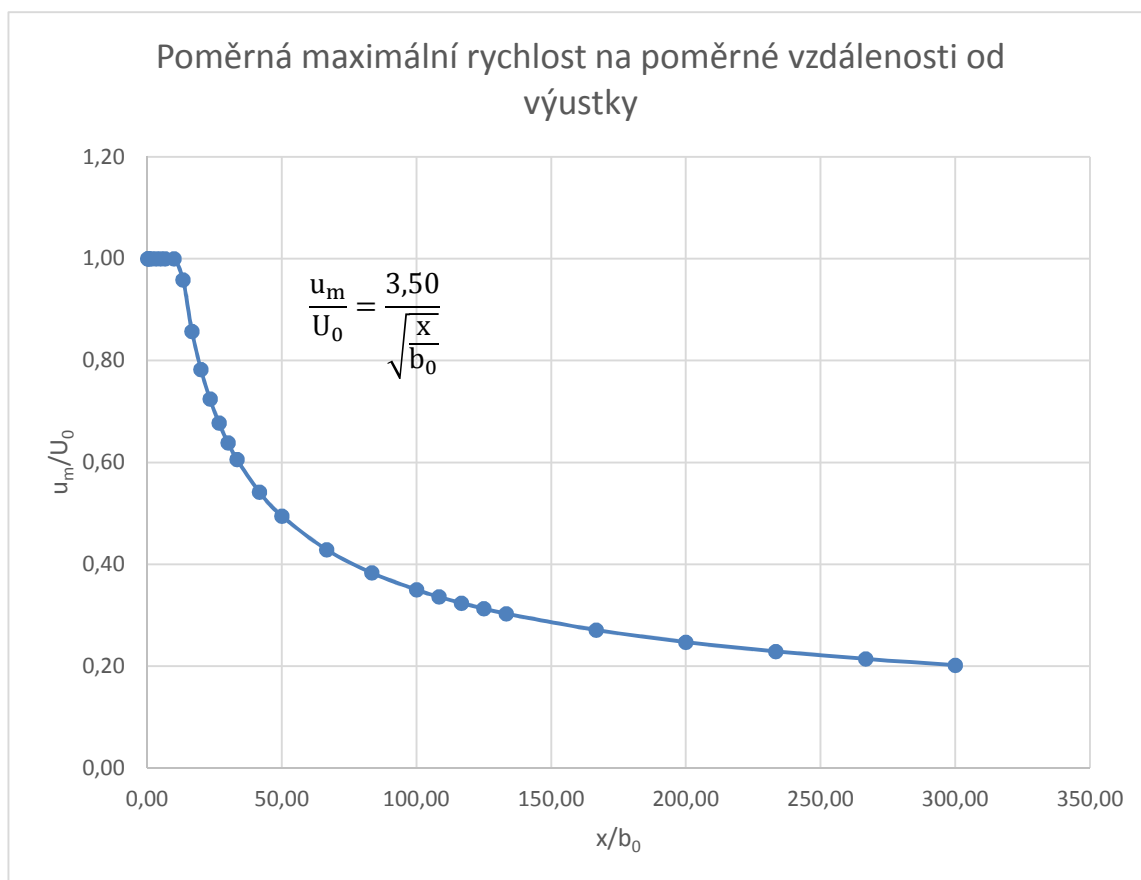
Z výsledků je viditelné, že maximální rychlosti v dané vzdálenosti od výustky vzduch proudí vždy v jedné pětíně šířky proudu.

Nicméně tento vztah dokáže popsat průběh rychlosti proudění v celé šíři proudu, ale pouze v jedné vzdálenosti od výustky. Pro popis celé délky proudu byla v šedesátých letech 20. století sestavena rovnice

$$\frac{u_m}{U_0} = \frac{3,50}{\sqrt{\frac{x}{b_0}}} \quad [-] \quad (3.17)$$

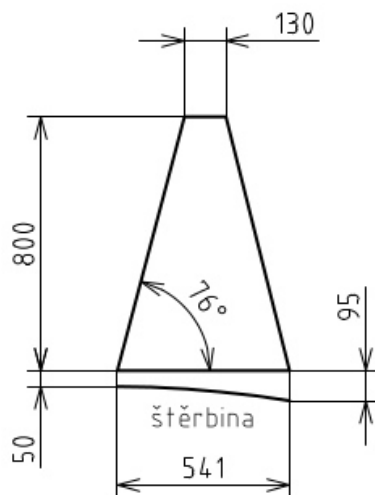
kde: $\frac{u_m}{U_0}$ je poměr maximální rychlosti a rychlosti toku z výustky
 $\frac{x}{b_0}$ je poměr vzdálenosti od výustky a šířky štěrbin

Při použití této rovnice by však podle [22] měl být maximální poměr vzdálenosti od výustky a její šířky minimálně 100. Při dosažení výstupní rychlosti z předchozí podkapitoly ($v_2 = 28,322 \text{ m s}^{-1} = U_0$) získáme závislost maximální poměrné rychlosti v dané vzdálenosti od výustky na poměrné vzdálenosti od výustky. Výsledek tohoto dosažení je v grafu (viz obr. 3.11) a v příloze 2.

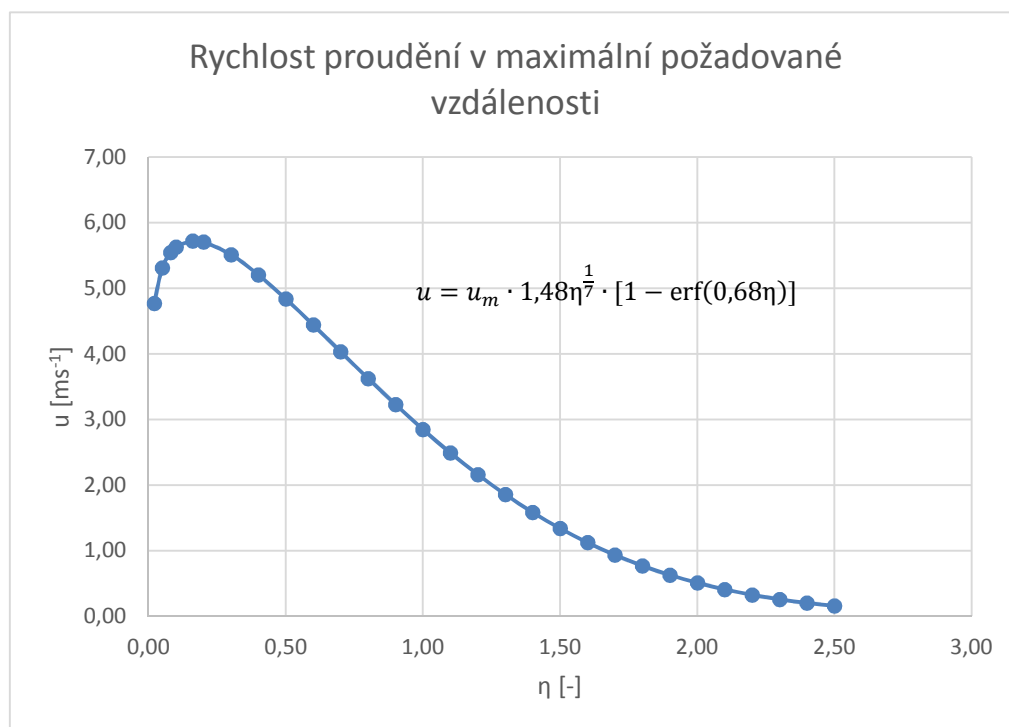


Obr. 3.11 Závislost maximální bezrozměrné rychlosti na poměrné vzdálenosti od výustky

Z těchto dvou výpočtů je možné zjistit, jakou rychlostí bude foukaný vzduch proudit v maximální vzdálenosti, kde musí být oblast čistá. Na obrázku 3.12 je zobrazena očišťovaná oblast spolu s náznakem pozice výustky. Z obrázku je patrné, že nejvzdálenější bod, jenž je nutné ofouknout, je ve vzdálenosti asi 900 mm od výustky. Proto se stanoví rychlost proudění v této vzdálenosti. Maximální rychlost v této vzdálenosti se určí tak, že se výsledná hodnota ze vzorce (3.17) pro vzdálenost 900mm vynásobí hodnotou výstupní rychlosti. Maximální rychlost v této vzdálenosti je tedy rovna $5,72 \text{ ms}^{-1}$. Vypočítaná hodnota se dosadí do rovnice (3.16). Výsledný průběh rychlosti po šířce proudu je na obrázku 3.13. Kompletní hodnoty jsou v tabulce v příloze 3.



Obr. 3.12 Rozměrové schéma očišťované oblasti na panelu skla [5]



Obr. 3.13 Rychlost proudění v závislosti na vzdálenosti od skla v maximální požadované vzdálenosti od výustky

4 NÁVRH EXPERIMENTU

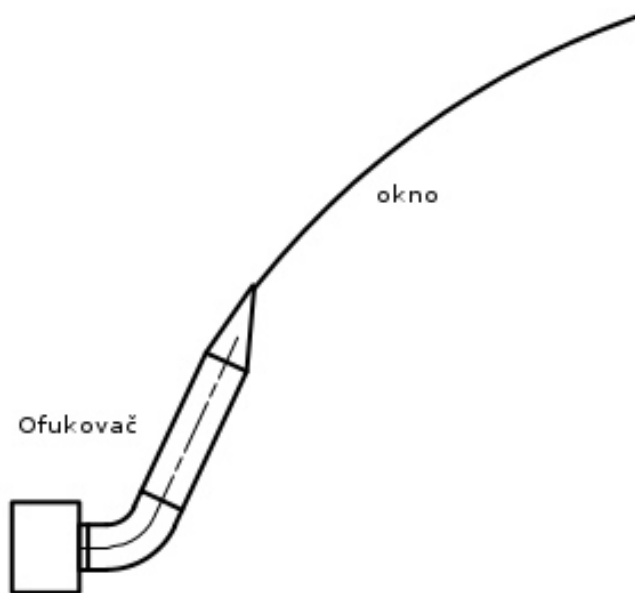
V kapitole 3 byl proveden výpočet parametrů soustavy se stanoveným výkonem ventilátoru a následně byl stanoven podle empirických vzorců (3.16) a (3.17) průběh rychlosti v oblasti za výstykou. Tyto empirické vzorce byly voleny podle metody výpočtu stěnového proudu. Výpočty nám vymezily oblast, kde by se měly pohybovat reálné údaje. Pro kontrolu údajů je vhodné praktické ověření výpočtu pomocí experimentálních metod.

V poslední části této práce je tedy mým cílem navrhnout experiment, jímž by se měly ověřit výpočty z předešlé kapitoly. Výstupem by měla být závislost maximální rychlosti proudění v dané vzdálenosti od výstky (u_m) na této vzdálenosti (x) a závislost rychlosti proudění (u) na vzdálenosti od ofukovaného skla (b), a to v různých vzdálenostech od výstky.

V minulosti se již několikrát tento typ experimentu prováděl, a proto můžou být jako návod k navrhovanému experimentu použity např. články [23], [24] nebo [25].

V následujících odstavcích bude nejprve navržena měřicí trať, jež by bylo možné použít pro naše účely. Následně bude popsán postup měření, jakým způsobem by všechno mělo proběhnout a co by mělo být ohlédáno, a nakonec bude proveden popis způsobu, jakým by se navržené měření vyhodnotilo a co by se mělo ve výsledku takového experimentu očekávat.

4.1 Měřicí trať



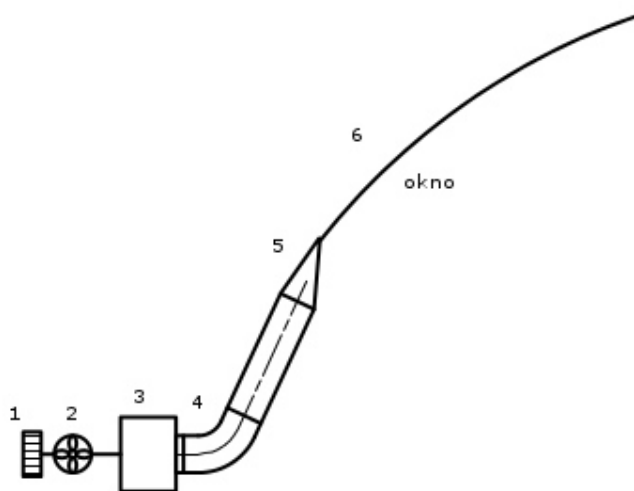
Obr. 4.1 Schéma experimentálního zařízení

Na schématu 4.1 je zobrazena soustava, jíž by bylo možné použít pro experimentální ověření navrženého ofukovače. Soustava se skládá z ventilátoru s regulovatelným výkonem, transportního potrubí, trysky, a z prvku simulujícího čelní sklo letounu. Tato simulace by měla být co nejpřesnější, a proto by měl prvek být ideálně ze stejného ma-

terálu jako čelní sklo a kopírovat co nejpřesněji jeho geometrii. Pro větší variabilitu měření je vhodné si připravit přípravek pro vícero možností uchycení skla tak, aby bylo možné nastavit více variant vzájemného úhlu mezi osou ofukovače a tečnou povrchu okna v místě výustky nebo odsazení výustky od povrchu skla.

4.2 Měření veličiny a použité přístroje

Experimentální soustava bude při měření osazena několika čidly a senzory, aby bylo možné kontrolovat všechny parametry výpočtů. Měření se provede s přesností aspoň o 1 řád vyšší, než u vypočtených hodnot. Umístění čidel v soustavě je znázorněno na obrázku 4.2.



Obr. 4.2 Rozložení čidel na experimentální trati: 1 – Usměrňovací mřížka, 2 – zařízení pro měření objemového průtoku, teploty a tlaku, 3 – ventilátor, 4 – manometr pro měření výstupního tlaku z ventilátoru, 5 – zařízení pro měření výstupní teploty a tlaku, 6 – oblast měření rychlostí

Na začátku každého měření, a následně po celou dobu experimentu, je nutné znát parametry prostředí, kde měření probíhá. Důležité veličiny jsou teplota, tlak, a vlhkost vzduchu v místě provádění experimentu. Tyto tři veličiny lze v okolním prostředí změřit například těmito způsoby: ke změření teploty je možné použít různé druhy teploměrů nebo termočlánků, který je ale pro korektní hodnoty nutné umístit do neutrálního místa v místnosti. Pro zjištění tlaku postačí barometr s odpovídající přesností a pro změření vlhkosti je možné použít hygrometrickou metodu (vlhkoměr), psychometrickou metodu nebo metodu rosného bodu [26], [27].

Na vstupu do soustavy je důležitý objemový průtok ventilátoru. Pro jeho kontrolu se může použít buď charakteristika měřená zvlášť, nebo je možné jej měřit přímo při experimentu. Metod pro určení objemového průtoku je několik. Existují metody jednorázové, například měření času, za jak dlouho se naplní měřicí vak a následné stanovení průtoku, nebo metody průběžného měření. Do průběžných metod by se mohlo zařadit měření pomocí tlakových diferencí nebo měření pomocí průtokoměrů. Průtokoměry se dají nahradit nepřímou metodou, kdy se měří rychlost průtoku v místě se známou plo-

chou průřezu, například pomocí dynamických rychlostních sond, a následně se stanoví pomocí rovnice kontinuity (3.2) objemový průtok. Pro účely měření experimentu s výše popsanou soustavou by bylo vhodné volit průtokoměr, popřípadě nepřímou metodu pomocí výpočtu z rychlosti proudění [26].

Dále je nutné měřit několik veličin v potrubí, a to jak pro kontrolu výpočtů, tak pro korekci naměřených údajů, pro niž se použijí hodnoty výše zmíněných veličin měřených v okolním prostředí. První veličinou, která se užívá hlavně ke korekci, je teplota proudícího vzduchu. V potrubí se měří teplota na dvou místech, a to na vstupu do soustavy a při výstupu ze soustavy. Na schématu 4.2 jsou místa vhodná k měření teplot v soustavě označena čísly 2 a 5. Pro měření teploty v těchto místech jsou vhodná například odporová čidla, která jsou použita pro měření teplot v lit. [26].

Druhou veličinou sledovanou v potrubním vedení je tlak. Měření této veličiny se provádí minimálně na vstupu a výstupu ze soustavy, v tomto případě se ale budou tlaky měřit na třech místech. Nejprve se bude měřit tlak v místě měření objemového průtoku (na schématu 4.2 v pozici 2), aby bylo později možné přepočítat objemový průtok na podmínky okolního vzduchu. Další místa pro zjišťování tlaku jsou ihned za ventilátorem (viz obr. 4.2, pozice 4) a těsně před výstupem proudu ze soustavy (viz obr. 4.2, pozice 5). Tyto hodnoty budou sloužit jako základ pro ověření odhadovaných tlakových ztrát ve vedení. Pro měření tlaku existují různé typy manometrů a při výběru záleží na velikosti a námi požadované přesnosti [26].

Poslední měřenou veličinou tohoto experimentu je rychlost proudění. Ta se sleduje v oblasti za výustkou, kde se sledují průběhy rychlosti po šířce proudu v dané vzdálenosti od výustky. Měření průběhu se několikrát opakuje, a to v různých vzdálenostech. Pro danou soustavu by měl být proměřen co největší počet vzdáleností, minimálně však pět [23].

Literatura [28] uvádí, že pro měření rychlostí proudění se používají tyto hlavní druhy přístrojů. Prvním jsou tzv. anemometry, které se dělí na:

- **mechanické**, kde proud vzduchu roztočí vrtulku anemometru a následně se měří hodnota rychlosti jejího otáčení,
- **termoanemometry**, kde je v proudu umístěn žhavý kovový drát, z něhož se odečítá rychlost proudění na základě proudových změn v obvodu nebo změn elektrického odporu,
- **ultrazvukové anemometry**, které pracují na principu měření rychlosti šíření zvuku v proudu nebo
- **laserové anemometry**, jejichž funkční princip je takový, že laser produkuje světlo o určité vlnové délce s danou frekvencí a po průchodu proudem dopadá paprsek světla na detektor, který porovná výchozí frekvenci s frekvencí, již přijal a na základě toho stanoví rychlost proudění.

Další možnosti jak měřit rychlost proudu jsou dynamické rychlostní sondy. Do této skupiny patří například Pitotova trubice, Prandtlova trubice nebo válcové sondy. Tyto sondy měří tlaky, na základě kterých se následně stanoví dynamický tlak a rychlost ze vztahu (4.1)

$$w = k \cdot \sqrt{\frac{2p_d}{\rho}} \quad [ms^{-1}] \quad (4.1)$$

kde: k je kalibrační konstanta měřidla

p_d je dynamický tlak

ρ je hustota tekutiny

4.3 Postup měření

Před započítím měření se spustí všechna čidla v experimentální soustavě včetně těch, co měří podmínky v laboratoři. V případě, že se bude objemový průtok měřit spolu s ostatními veličinami, se spustí ventilátor a odečte se objemový průtok či hodnoty jiných veličin, ze kterých bude později možné průtok vypočítat. Dále se provede odečet teplot a tlaků v potrubí, jež se poté použijí pro kontrolu odhadnutých ztrát a přepočet výsledků na hodnoty za podmínek okolního vzduchu. Nakonec se provede měření rychlostí proudění v různých vzdálenostech od výstky, včetně vzdálenosti 900 mm od výstky, jelikož tato vzdálenost je největší vzdálenost definovaná předpisem jako očišťovaná.

4.4 Vyhodnocení experimentu

Vyhodnocení experimentu spočívá ve zpracování výsledků měření pro podmínky okolního vzduchu a následném srovnání s výsledky vypočtenými a odhadnutými.

Při vyhodnocování se nejprve provede kontrola odhadu ztrát. Postup je následující:

- Z rovnice kontinuity (3.2) se stanoví rychlosti na vstupu do systému a na výstupu ze systému
- Za pomoci Bernoulliho rovnice (3.1) se odvodí reálné ztráty v ofukovači a ty se následně srovnají se ztrátami odhadnutými.

Dále se provede porovnání naměřené a vypočtené výstupní rychlosti proudění a porovnání naměřených reálných rychlostí v daných vzdálenostech s rychlostmi vypočtenými pomocí vzorců (3.16) a (3.17).

Součástí výstupu z experimentu by mělo být srovnání teoretických hodnot získaných z empirických vztahů a reálných hodnot získaných tímto experimentem.

ZÁVĚR

Cílem této práce bylo provedení základního návrhu ofukovacích systémů letounu certifikovaného v souladu s předpisem CS-23. Toto zahrnovalo několik dílčích činností. V první řadě měla být provedena rešeršní činnost v oblasti literárních zdrojů souvisejících s předmětem návrhu. Dále měly být popsány některé další možnosti, jak lze zajistit odpovídající viditelnost z kabiny letounu vyhovující příslušným předpisům. A ve druhé polovině práce měl být proveden vlastní návrh soustavy a návrh experimentu vhodného k posouzení správnosti a odpovídající přesnosti výpočtů.

V první části dokumentu bylo provedeno vyhledání základních informací týkajících se výhledu pilota z kabiny letounu. Na základě zdrojů, ať už norem, předpisů nebo poradních oběžníků, byla následně výhledová plocha rozdělena na dvě základní části, od nichž se odvozují definice dalších oblastí. Na konci kapitoly byla podle příslušných zdrojů sestavena očišťovaná oblast pro reálný letoun.

V další části byla provedena rešeršní činnost v souvislosti s očišťováním čelního skla letounu. Náplní práce při této činnosti bylo vyhledání a zpracování informací o různých metodách, které by byly schopny zabezpečit dodržení podmínek daných předpisem CS-23. Bylo nalezeno sedm možných způsobů jak zajistit požadovaný výsledek. Vzhledem k různým způsobům funkce u jednotlivých metod byly tyto „mechanismy“ rozčleněny do dvou skupin podle funkčního principu. První skupinu tvořily metody tzv. samočisticí, kdy až na jeden případ není nutné pro odpovídající funkci mechanismu dodávat do systému energii. Ve druhé skupině jsou metody, kdy je čelní sklo ovlivňováno různými vnějšími silami či vlivy, jež udržují jeho povrch čistý. Z rešeršní práce vyplynulo, že ačkoliv se některé metody můžou jevit jako vhodné, vzhledem k vlastnostem polymethylmethakrylátu (PMMA, plexisklo nebo akrylátové sklo), jenž byl použit na výrobu čelního skla, byly ve výsledku naprosto nevyhovující. Důvody byly například tvrdost a odolnost povrchu nebo hrozba chemických reakcí při různých povrchových úpravách.

Třetí kapitola zahrnovala teoretický návrh ofukovací soustavy. Po vyhledání a poznání jednotlivých komponent používaných při návrzích ofukovacích systémů byl vytvořen základní návrh ofukovací soustavy. Poté co byl vytvořen základní rozměrový a tvarový návrh ofukovače byly provedeny výpočtové práce pro 1D režim proudění. Nejprve byl na základě hodnot z literatury stanoven objemový průtok vzduchu ventilátorem, který by měl být postačující pro ofukování očišťované oblasti a následně byl proveden odhad tlakových ztrát v potrubí ofukovače. Z těchto odhadnutých hodnot bylo následně možné stanovit výtokovou rychlost vzduchu z trysky. Poslední část kapitoly se zabývala stanovením rychlostí proudění za výustkou v jednotlivých vzdálenostech od trysky v závislosti na vzdálenosti od ofukovaného skla. Tyto hodnoty budou použity později, kdy bude snazší určit při zjištěné rychlosti potřebné k odfouknutí kapky jak daleko od výustky bude sklo očišťováno, případně jak moc bude nutné navýšit výkon ventilátoru, aby bylo vyhověno všem požadavkům.

Poslední kapitola dokumentu byla věnována popisu experimentu. Toto měření by mělo ověřit správnost výpočtů ze třetí kapitoly. V první části byla navržena a popsána měřicí trať, kterou by bylo možné použít pro ověření vypočtených hodnot. Dále byly popsány veličiny, které je nutné při experimentu zaznamenávat a bylo popsáno několik měřidel a způsobů, jak by se daly tyto veličiny změřit nebo jinak určit. Poté byl popsán

stručný postup měření. Celá kapitola byla zakončena popisem způsobu zpracování výsledků měření a vyhodnocení experimentu.

V případě, že se po provedení experimentu ukáže, že jsou výpočty provedeny příliš obecně, je možné výpočty značně zpřesnit provedením simulací metodou CFD. Kombinací experimentálních a numerických metod by mělo být dosaženo velmi přesných výsledků, které by měly být použitelné pro návrh výsledného produktu ofukovače čelního skla letounu.

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY. *CS-23: Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes* [online]. Amendment 3. 2012 [cit. 16.2.2015]. Dostupné také z: <http://easa.europa.eu/system/files/dfu/agency-measures-docs-certification-specifications-CS-23-CS-23-Amdt-3.pdf>
- [2] U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. *Advisory Circular: PILOT COMPARTMENT VIEW DESIGN CONSIDERATIONS (AC 25.773-1)* [online]. FAA, 1993 [cit. 16.2.2015]. Dostupné také z: <http://standards.globalspec.com/std/1956301/dot-faa%20ac%2025.773-1>
- [3] EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY. *CS-25: Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes* [online]. Amendment 15. 2014 [cit. 16.2.2015]. Dostupné také z: <http://easa.europa.eu/certification-specifications/cs-25-large-aeroplanes>
- [4] U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. *Human factors design guide (DOT/FAA/CT-96/1)* [online]. FAA, 1996 [cit. 16.2.2015]. Dostupné také z: http://everyspec.com/FAA/FAA-General/DOT_FAA_CT-96_1_20703/
- [5] *Dodáno zadavatelem* [online]. 2015 [cit. 1.3.2015].
- [6] GENERAL AVIATION MANUFACTURERS ASSOCIATION. *GAMA PUBLICATION NO. 10: RECOMMENDED PRACTICES AND GUIDELINES FOR PART 23 COCKPIT/FLIGHT DECK DESIGN* [online]. Version 1.0 – Original Release. 2000 [cit. 16.2.2015]. Dostupné také z: <http://www.gama.aero/publications>
- [7] SUBASRI, R., C.S. MADHAV, K.R.C. SOMARAJU a G. PADMANABHAM Decorative, hydrophobic sol–gel coatings densified using near-infrared radiation. *Surface and Coatings Technology*. 2012, **206**(8-9): 2417-2421. DOI: 10.1016/j.surfcoat.2011.10.043.
- [8] WAGNER, Thomas, Christoph NEINHUIS a Wilhelm BARTHLOTT. Wettability and Contaminability of Insect Wings as a Function of Their Surface Sculptures. *Acta Zoologica*. 1996, **77**(3): 213-225. DOI: 10.1111/j.1463-6395.1996.tb01265.x.
- [9] MA, Minglin a Randal M. HILL Superhydrophobic surfaces. *Current Opinion in Colloid*. 2006, **11**(4): 193-202. DOI: 10.1016/j.cocis.2006.06.002. ISSN 13590294. Dostupné také z: <http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S1359029406000379>
- [10] MARMUR, Abraham. The Lotus Effect: Superhydrophobicity and Metastability. *Langmuir* [online]. 2004, **20**(9): 3517-3519 [cit. 20.5.2015]. DOI: 10.1021/la036369u. ISSN 0743-7463. Dostupné také z: <http://pubs.acs.org/doi/abs/10.1021/la036369u>

- [11] KONG, L.B., C.F. CHEUNG, S. TO a C.T. CHENG Modeling and characterization of generation of 3D micro-structured surfaces with self-cleaning and optical functions. *Optik - International Journal for Light and Electron Optics*. 2013, **124**(17): 2848-2853. DOI: 10.1016/j.ijleo.2012.08.061. Dostupné také z: <http://www.sciencedirect.com/>
- [12] PALM, Anders, Maximiliano ZARAGOZA-SUNDQVIST a György MARKO-VARGA. Capillary isoelectric focusing of proteins utilizing poly(vinylpyrrolidone)- and plexiglas-coated columns. *Journal of Separation Science*. 2004, **27**(1-2): 124-128. DOI: 10.1002/jssc.200301596. ISSN 1615-9306. Dostupné také z: <http://doi.wiley.com/10.1002/jssc.200301596>
- [13] DEPARTMENT OF DEFENSE USA. *JSSG-2009, JOINT SERVICE SPECIFICATION GUIDE: AIR VEHICLE SUBSYSTEMS* [online]. Rev. A. 2013 [cit. 21.4.2015]. Dostupné také z: http://everyspec.com/USAF/USAF-General/JSSG-2009A_48606/
- [14] *Vibrating debris remover*. 2008. Dostupné také z: <http://patft.uspto.gov/netacgi/nph-Parser?Sect1=PTO2&Sect2=HITOFF&p=1&u=%2Fnetacgi%2FPTO%2Fsearch-bool.html&r=1&f=G&l=50&co1=AND&d=PALL&s1=3171683&OS=3171683&RS=3171683>
- [15] HLA VATÝ, Jiří. *Pozorovací bezpečnost motorových vozidel*. Brno, 2013. Dostupné také z: <http://hdl.handle.net/11012/26996>. Bakalářská práce.
- [16] VLK, František. *Stavba motorových vozidel*. 1. vyd. Brno: Prof.Ing.František Vlk, DrSc., 2003, 499 s. ISBN 80-238-8757-2.
- [17] NAVAL EDUCATION AND TRAINING PROFESSIONAL DEVELOPMENT AND TECHNOLOGY CENTER. *NAVEDTRA 14019: Aviation Structural Mechanic E1 & C* [online]. 1991 [cit. 10.5.2015].
- [18] SAE AEROSPACE. *AEROSPACE INTERNATIONAL REPORT, SAE AIR805: Jet Blast Windshield Rain* [online]. Rev. C. 2011 [cit. 30.4.2015].
- [19] ŠOB, František. *Hydromechanika*. Brno: Akademické nakladatelství CERM s.r.o., 2002, 238 s. ISBN 80-214-2037-5.
- [20] NOVÝ, Richard. *Technika prostředí*. Vyd. 1. Praha: ČVUT, Strojní fakulta, 2000, 265 s. ISBN 80-010-2108-4.
- [21] IDEL'CHIK, I a M STEINBERG. *Handbook of hydraulic resistance*. 3rd ed. Boca Raton, FL: CRC Press, c1994, 790 p. ISBN 08-493-9908-4.
- [22] RAJARATNAM, N. *Turbulent jets*. New York: Elsevier Scientific Pub. Co., 1976, x, 304 p. ISBN 04-444-1372-3.
- [23] FÖRTHMANN, E. N.A.C.A. Technical Memorandum no. 789: Turbulent Jet Expansion. *Technical Memorandums*. 1936, (789). Dostupné také z: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930094628.pdf>
- [24] BAKKE, P. An experimental investigation of a wall-jet. *JFM*. 1957, (2): 467-472.

- [25] SIGALLA, A. Measurements of skin friction in a plane turbulent wall jet. *Royal Aeronautical Society Journal*. 1958, (62): 873-877. DOI: 10.1016/0043-1648(59)90186-3.
- [26] LEŽOVIČ, Tomáš. *Experimentální analýza proudu vzduchu z ofukovače osobního vozu s využitím žárového anemometru a návrh hodnocení kvality ofukovače*. Brno: Vysoké učení technické v Brně. Fakulta strojního inženýrství, 2011, s. 90. Dostupné také z: <http://hdl.handle.net/11012/7514>. Diplomová práce.
- [27] CHLAD, Miloslav. *Bezdrátový senzor teploty a relativní vlhkosti vzduchu*. Brno: Vysoké učení technické v Brně. Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií, 2014. Dostupné také z: <http://hdl.handle.net/11012/34477>. Bakalářská práce.
- [28] PAVELEK, Milan, Eva JANOTKOVÁ a Josef ŠTĚTINA. VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ, FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ - ENERGETICKÝ ÚSTAV, ODBOR TERMOMECHANIKY A TECHNIKY PROSTŘEDÍ. *Vizualizační a optické měřicí metody* [online]. Druhé vydání. Brno, 2007 [cit. 2015-05-20]. ISBN -. Dostupné také z: <http://ottp.fme.vutbr.cz/users/pavelek/optika>

SEZNAM POUŽITÝCH VELIČIN

Veličina	Symbol	Jednotka
Pádová rychlost	v_s	kt
Kontaktní úhel (WCA)	θ	° (stupeň)
Úhel	α, δ	° (stupeň)
Pravá vzdušná rychlost	TAS	kts
Měrný hmotnostní tok	q	kg/min/cm
Objemový tok	Q	m ³ /hod
Atmosférický tlak	p_a	kPa
Tlak	p_i	Pa
Rychlost proudění	v_i, u	ms ⁻¹
Hustota	ρ	kg.m ⁻³
Délka	L, l	mm
Výška	h	mm
Tíhové zrychlení	g	ms ⁻²
Průměr potrubí	D_h, d	mm
Ztrátový součinitel	ξ_i	-
Koeficient tření	λ	-
Měrná ztrátová energie	Y_z	Jkg ⁻¹
Součinitel kinematické viskozity	ν	m ² s ⁻¹
Reynoldsovo číslo	Re	-
Plocha	S_i	mm ²
Rozměry výustky	a, b	mm

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK

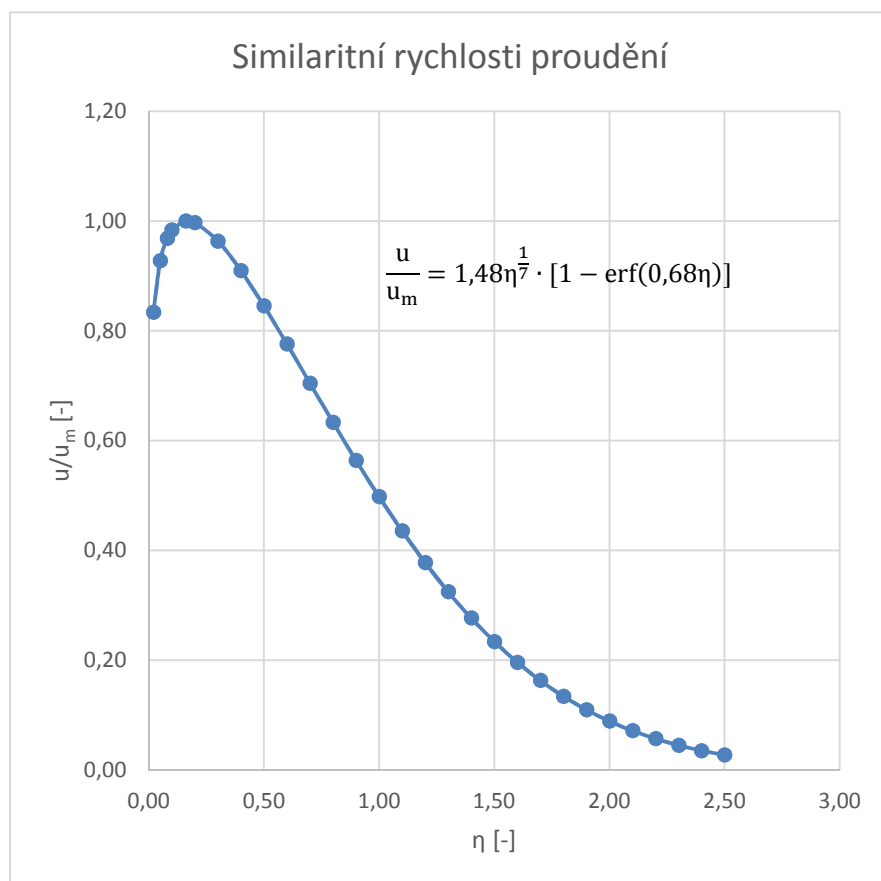
Zkratka	Význam
IRF	Let podle přístrojů (z ang. instrument flight rules)
WCA	Kontaktní úhel kapky vody s povrchem (z ang. water contact angle)
TAS	Pravá vzdušná rychlost (z ang. true air speed)
erf	Gaussova chybová funkce (z ang. erof function)
PMMA	Polymethylmethakrylát známý též jako plexisklo nebo akrylátové sklo
CFD	Metoda simulace proudění tekutin (z ang. computation fluid dynamics)

SEZNAM PŘÍLOH

- | | |
|-----------|--|
| Příloha 1 | Výpočet bezrozměrné rychlosti proudění za výustkou |
| Příloha 2 | Závislost maximální rychlosti proudění na vzdálenosti od výustky |
| Příloha 3 | Průběh rychlosti v maximální požadované vzdálenosti od výustky |

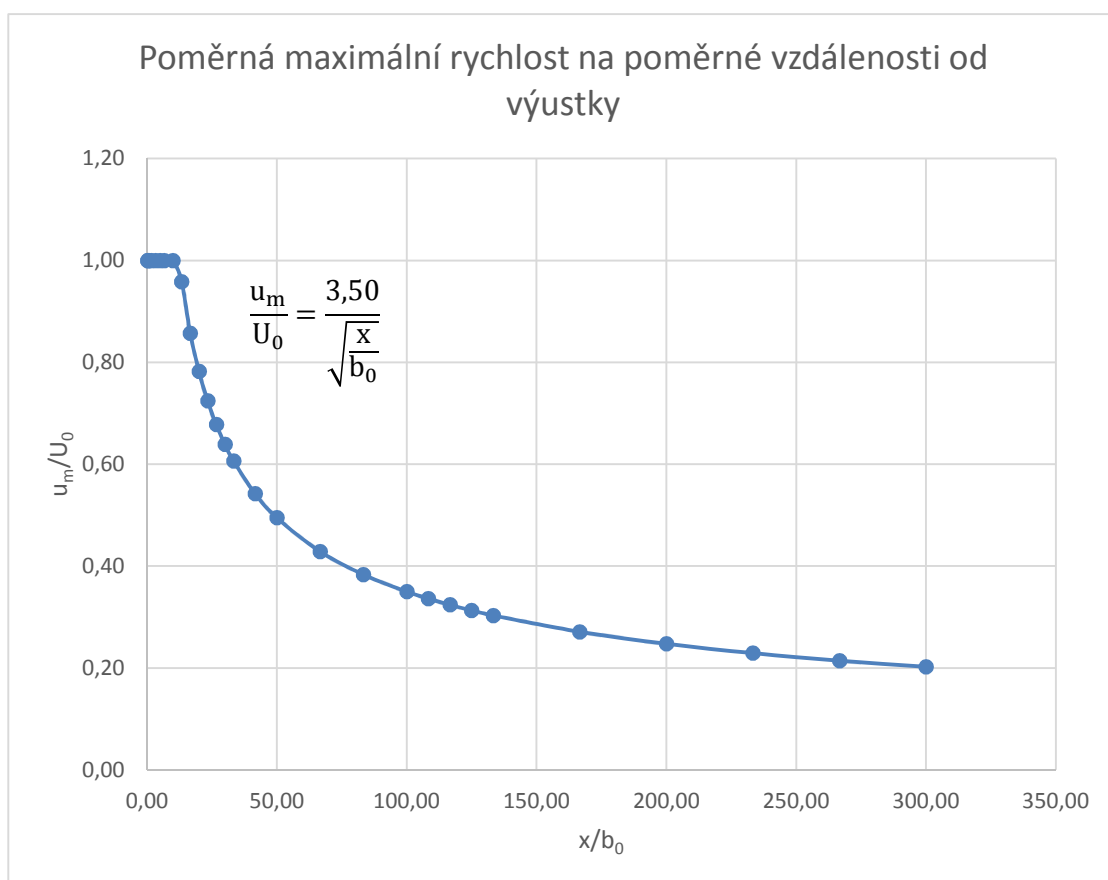
PŘÍLOHA 1:**Hodnoty bezrozměrné rychlosti proudění za výstzkou**

η	u/u_m
0,02	0,83
0,05	0,93
0,08	0,97
0,10	0,98
0,16	1,00
0,20	1,00
0,30	0,96
0,40	0,91
0,50	0,85
0,60	0,78
0,70	0,70
0,80	0,63
0,90	0,56
1,00	0,50
1,10	0,44
1,20	0,38
1,30	0,32
1,40	0,28
1,50	0,23
1,60	0,20
1,70	0,16
1,80	0,13
1,90	0,11
2,00	0,09
2,10	0,07
2,20	0,06
2,30	0,04
2,40	0,04
2,50	0,03



PŘÍLOHA 2:**Hodnoty maximální bezrozměrné rychlosti proudění za výustkou**

x [mm]	x/b ₀ [-]	u _m /U ₀ [-]	u _m [ms ⁻¹]
0,5	0,17	1,00	28,32
1	0,33	1,00	28,32
2	0,67	1,00	28,32
5	1,67	1,00	28,32
10	3,33	1,00	28,32
15	5,00	1,00	28,32
20	6,67	1,00	28,32
30	10,00	1,00	28,32
40	13,33	0,96	27,15
50	16,67	0,86	24,28
60	20,00	0,78	22,17
70	23,33	0,72	20,52
80	26,67	0,68	19,20
90	30,00	0,64	18,10
100	33,33	0,61	17,17
125	41,67	0,54	15,36
150	50,00	0,49	14,02
200	66,67	0,43	12,14
250	83,33	0,38	10,86
300	100,00	0,35	9,91
325	108,33	0,34	9,52
350	116,67	0,32	9,18
375	125,00	0,31	8,87
400	133,33	0,30	8,58
500	166,67	0,27	7,68
600	200,00	0,25	7,01
700	233,33	0,23	6,49
800	266,67	0,21	6,07
900	300,00	0,20	5,72



PŘÍLOHA 3:

Průběh rychlosti po šířce proudu v maximální požadované vzdálenosti od výustky

η [-]	u/u_m [-]	u [ms ⁻¹]
0,02	0,83	4,77
0,05	0,93	5,31
0,08	0,97	5,54
0,10	0,98	5,63
0,16	1,00	5,72
0,20	1,00	5,70
0,30	0,96	5,51
0,40	0,91	5,21
0,50	0,85	4,84
0,60	0,78	4,44
0,70	0,70	4,03
0,80	0,63	3,62
0,90	0,56	3,23
1,00	0,50	2,85
1,10	0,44	2,49
1,20	0,38	2,16
1,30	0,32	1,86
1,40	0,28	1,58
1,50	0,23	1,34
1,60	0,20	1,12
1,70	0,16	0,93
1,80	0,13	0,77
1,90	0,11	0,63
2,00	0,09	0,51
2,10	0,07	0,41
2,20	0,06	0,33
2,30	0,04	0,26
2,40	0,04	0,20
2,50	0,03	0,16

